北京市高等教育精品教材立项项目

贾玉红　何景武　编著

现代飞行器制造工艺学

北京航空航天大学出版社

北京航空航天大学出版社

北京市高等教育精品教材立项项目

现代飞行器制造工艺学

贾玉红　何景武　编著

北京航空航天大学出版社

北京航空航天大学出版社

内 容 简 介

本书介绍了飞行器制造技术的基本原理和基本方法，并对飞行器制造过程中钣金零件的成形、先进复合材料结构件的制造、飞行器零部件的制造、飞行器装配工艺及飞行器产品数字化制造技术和并行工程等进行了系统的阐述。本书将传统的飞行器制造工艺和现代先进的飞行器制造技术相结合，体现了内容的系统性、完整性、先进性和综合性。

本书可以作为航空航天院校非制造工程专业的基础教材，也可作为从事相关专业人员的参考用书。

图书在版编目(CIP)数据

现代飞行器制造工艺学 / 贾玉红，何景武编著. --北京：北京航空航天大学出版社，2010.8

ISBN 978-7-5124-0160-0

Ⅰ.①现… Ⅱ.①贾…②何… Ⅲ.①飞行器—制造 Ⅳ.①V47

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2010)第 141180 号

版权所有，侵权必究。

现代飞行器制造工艺学

贾玉红　何景武　编著

责任编辑　张军香　刘福军

*

北京航空航天大学出版社出版发行

北京市海淀区学院路 37 号(邮编 100191)　http://www.buaapress.com.cn

发行部电话：(010)82317024　传真：(010)82328026

读者信箱：bhpress@263.net　邮购电话：(010)82316936

印刷有限公司印装　各地书店经销

*

开本：787×960　1/16　印张：14.5　字数：325 千字

2010 年 8 月第 1 版　2010 年 8 月第 1 次印刷　印数：3000 册

ISBN 978-7-5124-0160-0　定价：29.00 元

北京航空航天大学出版社

前　言

飞行器制造技术和制造模式是随着国家科学与技术的进步而不断发展的，是一个国家航空航天技术发展水平的重要标志。先进的航空航天制造技术是飞行器加速发展的基础，是降低制造成本，提高经济效益的重要手段，是飞行器制造质量和可靠性的有力保障。

本书结合航空航天产品和技术的发展，首先对飞行器的制造特点、制造技术和制造模式进行了阐述，并结合传统的制造工艺，对现代飞行器制造工业中先进的制造工艺和加工方法、复合材料结构件的成形与制造技术、特殊加工技术、飞行器装配工艺及飞行器数字建模及制造技术和并行工程等内容进行了介绍。内容力求通俗易懂，图文并茂。本书以传统的飞行器制造工艺为基础，系统阐述了现代飞行器制造工艺及两者的结合，使本书达到系统性、完整性和先进性的统一。

本书在编写过程中以《飞机制造工艺学》（徐冰清，刘玉芳编，北京航空航天大学出版社出版）教材为蓝本，并参考了范玉青教授的《现代飞机制造技术》和《大型飞机研制技术文集》等资料以及兄弟院校（单位）的相关教材和相关文献。所参阅和借鉴的资料目录已列入书后的参考文献中，在此谨向所有提供资料的老师和同行表示最衷心的感谢！

本书共分 5 章，其中第 1～2 章和 4～5 章由贾玉红编写，第 3 章部分内容由何景武编写。由于编写人员知识和经验有限，本书在编写过程中难免会有不当和错误之处，敬请各位同行和广大读者批评指正。

编　者

2010 年 3 月

于北京航空航天大学

北京航空航天大学出版社

目　录

第 1 章　绪　论 …… **1**

1.1　飞行器研制的一般过程 …… 1

1.2　现代飞行器制造工艺的技术特点 …… 2

1.2.1　飞行器产品的特点 …… 3

1.2.2　飞行器制造工艺的技术特点 …… 4

1.3　现代飞行器制造的先进技术及关键技术 …… 7

第 2 章　飞行器零件的制造 …… **11**

2.1　钣金零件的成形原理 …… 11

2.1.1　钣金零件变形的基本原理及特点 …… 12

2.1.2　钣金零件成形过程及热处理 …… 13

2.1.3　钣金件的表面处理 …… 15

2.2　钣金零件的下料 …… 15

2.2.1　剪　裁 …… 16

2.2.2　铣　切 …… 17

2.2.3　锯切与熔切 …… 18

2.3　钣金零件的成形方法 …… 18

2.3.1　冲压零件的制造 …… 18

2.3.2　蒙皮零件的成形 …… 37

2.3.3　液压零件的成形 …… 45

2.3.4　型材零件的成形 …… 49

2.4　整体零件的成形 …… 56

2.4.1　整体壁板的成形 …… 56

2.4.2　整体梁框类零件的加工 …… 66

第 3 章　复合材料零件的成形与制造技术 …… **74**

3.1　复合材料的特点及在飞行器上的应用 …… 74

3.1.1　复合材料的特点 …… 74

3.1.2　复合材料在飞行器上的应用 …… 76

3.2　复合材料成形与制造 …… 81

3.2.1　复合材料制备技术特点 …… 81

北京航空航天大学出版社

3.2.2 聚合物基复合材料成形加工技术 …… 81
3.2.3 金属基复合材料成形加工技术 …… 89
3.2.4 陶瓷基复合材料加工技术 …… 90
3.3 复合材料的机械加工 …… 90
3.3.1 钻孔与锪窝 …… 90
3.3.2 切 割 …… 90
3.4 复合材料的质量控制与检测 …… 91
3.5 典型飞行器复合材料构件制造实例 …… 93
第4章 飞行器装配工艺 …… 96
4.1 飞机装配的基本问题 …… 96
4.1.1 设计分离面与工艺分离面 …… 96
4.1.2 飞机装配准确度 …… 98
4.1.3 提高装配准确度的方法 …… 100
4.1.4 装配基准 …… 104
4.1.5 装配定位 …… 106
4.2 装配连接技术 …… 110
4.2.1 机械连接技术 …… 110
4.2.2 结构胶接技术 …… 138
4.2.3 焊接技术 …… 150
4.2.4 胶焊连接工艺 …… 155
4.3 保证互换与协调的方法 …… 156
4.3.1 互换与协调 …… 157
4.3.2 模线-样板工作法 …… 163
4.3.3 飞机制造工艺装备 …… 171
4.3.4 飞机部件装配的典型协调系统 …… 177
4.4 飞机总装及机场工作 …… 183
4.4.1 飞机总装配的内容 …… 183
4.4.2 飞机各部件的对接及水平测量 …… 185
4.4.3 各系统、设备的安装、调整和检验 …… 187
4.4.4 飞机总装工作的特点 …… 189
4.4.5 机场车间工作 …… 191
第5章 飞机数字化设计制造技术 …… 192
5.1 数字化设计制造技术的概念、内容和过程 …… 192
5.1.1 数字化设计与制造的概念 …… 192

北京航空航天大学出版社

5.1.2 数字化设计与制造的内容 …… 193
5.1.3 飞机数字化设计与制造过程 …… 196
5.2 飞机数字化设计过程 …… 197
5.3 飞机数字化制造过程 …… 201
5.4 飞机数字化装配系统 …… 205
5.4.1 飞机数字化装配系统的工作原理 …… 205
5.4.2 数字化标准工装 …… 206
5.4.3 飞机柔性装配系统 …… 208
5.4.4 数字化测量与定位技术 …… 211
5.5 并行协同模式在飞行器制造中的应用 …… 215
5.5.1 并行工程 …… 215
5.5.2 并行工程的关键技术 …… 219
5.5.3 并行协同的研制模式 …… 220
参考文献 …… 223
北京航空航天大学出版社

第 1 章　绪　论

飞行器制造技术和制造模式是随着一个国家的科学与技术的进步而不断发展的，是国家经济实力和综合国力的重要体现，是国家航空航天技术水平的标志。世界各国经济上的竞争主要是制造技术的竞争，据统计，在各个国家企业生产力的构成中，制造技术的作用占 60％左右。目前一些发达国家已将制造科学、信息科学、材料科学与生物科学一起列为当今时代的四大支柱科学。半个多世纪以来，特别是 20 世纪 50 年代以后，工业发达国家航空航天技术之所以能持续高速发展，飞行器不断更新换代，除了这些国家拥有较高的科学技术水平和雄厚的工业基础外，最根本的原因是他们高度重视现代航空航天制造技术的发展，并以此作为在国际市场竞争中保持竞争优势的手段。先进制造技术是降低成本、提高经济效益的重要手段，是飞行器质量和可靠性的保证。

1.1　飞行器研制的一般过程

飞行器是指在大气层内或大气层外空间飞行的器械，其种类包括航空器、航天器、火箭和导弹。各类飞行器由于飞行环境和功能的不同，其结构也有很大差异。在各类飞行器中，飞机结构设计及其制造过程最具代表性，因此，下面就以飞机为例介绍飞行器制造的一般过程。

通常飞机制造仅指飞机机体零构件制造、部件装配和整机总装等。飞机的其他部分，如航空发动机、仪表、机载设备、液压系统和附件等由专门工厂制造，不列入飞机制造范围。但是它们作为成品或半成品在飞机上的安装和整个系统的联结、电缆和导管的敷设，以及各系统的功能调试都是总装的工作，是飞机制造的一个组成部分。

飞机的制造过程通常包括工艺准备、毛坯制备、零件加工、装配总装、检测和试飞几个阶段。

(1) 工艺准备

在传统的飞机制造过程中，工艺准备工作包括制造过程中的协调方法和协调路线的确定，以及工艺装备的设计等。由于飞机零部件具有尺寸大，形状复杂，刚度小等特点，其制造过程常采用不同于一般机械制造的协调技术（如模线-样板工作法）和大量的工艺装备（如各种工夹具、模胎和型架等），以保证所制造的飞机具有准确的外形和装配准确度。随着飞机数字化制造技术的发展，工艺准备工作也大大简化。

北京航空航天大学出版社

(2) 毛坯的制备

20 世纪 90 年代以前，飞机结构常用的材料主要是铝合金、钛合金、镁合金等，并多以板材、型材和管材的形式由冶金工厂提供。此外，飞机上还大量采用锻件和铸件，如机身加强框、机翼翼梁和加强肋等多用高强度铝合金和合金钢锻造毛坯，这些大型锻件需要在 300～700 MN(3～7 万吨力)的巨型水压机上锻压成形。目前，现代先进飞机已开始大量采用复合材料，以进一步减轻飞机的结构重量，提高飞机的飞行性能。

(3) 零件加工

零件加工主要有钣金零件成形、机械加工和非金属材料加工。金属零件在加工中和加工后一般还要进行热处理和表面处理，其加工技术和加工方法已相当成熟。随着科学技术的发展，近年来飞机制造技术也发生了巨大的变化，主要体现在传统技术不断精化、新材料、新结构、新成形技术不断涌现，集成的整体结构和数字化制造技术构筑了新一代飞机制造技术的主体框架。从现代飞机结构来看，金属材料与复合材料将在长时间内继续担当飞机结构材料的主角，而新兴先进复合材料的成形和加工技术将是未来发展的重点。

(4) 飞机装配和总装

飞机零件加工完成后，装配成为飞机制造成败的关键。在传统的飞机装配过程中，按飞机的构造特点分段进行装配。首先将零件在型架中装配成翼梁、框、肋和壁板等构件，再将构件组合成段件(如机身前段、中段和尾段)和部件，最后完成一架飞机的对接。装配中各部件外形靠型架保证，对接后的全机各部件相对位置、气动外形参数(如机翼安装角、后掠角、上反角等)和飞机的对称性等，要通过水平测量和先进的数字测量方法来检测。

飞机的总装工作还包括发动机、起落架的安装调整，各系统电缆、导管的敷设，天线和附件的安装及各系统的功能试验等。

(5) 试验和试飞

总装完成后，飞机即可进行外场试飞，新机试飞应按试飞大纲要求逐项进行。经过设计定型后，新机可能还会有一定改进，特别是工艺性改进，改进后的飞机可以进入批量生产。

成批生产的飞机，飞行试验有两种：一种是移交试飞，针对每架飞机必须进行，试飞时检查的项目不多，只对飞机的主要性能进行鉴定。另一种是成批试飞，对一批飞机，抽出少数几架飞机试飞，检查的项目比移交多，以便更全面地检查这一批飞机的制造质量。成批生产的飞机，在试飞合格后移交给订货方。移交时除飞机本身外，还包括备件和随机工具，以及飞机、发动机、仪表和设备的合格证和履历书等。

1.2 现代飞行器制造工艺的技术特点

由于飞行器产品本身在其结构及使用方面的固有特征，使其制造工艺和其他机械产品有着重大的差别，并且随着科技的进步不断发展变化着。

北京航空航天大学出版社

1.2.1 飞行器产品的特点

以飞机产品为例,飞行器产品有以下特点:

1. 零件数量大、品种多

飞机不但结构复杂,而且其内部空间十分紧凑,各类系统布置密集(如机上载有各种设备、仪表和附件等二十几个系统),因此,一架飞机的零件不仅数量很大,而且品种很多。一般来说,一架飞机的零件数量可达数十万,一架大型飞机的零件数量可达数百万,如 B777 的零部件数量约有 300 万个,A380 飞机上除了上百万的零部件以外还有约 450 多公里的电缆和 4 万余个接头,可见零件数量之巨大。

2. 外形复杂,精度要求高

飞机各部件大多具有不规则的曲面外形,外形非常复杂。作为飞机产品,它的战术-技术特性和使用可靠性等指标又决定了对其精度要求很高,尤其是接触气流的飞机表面,不仅对它的表面光洁度有很高的要求,而且对其外形准确度也提出了很高要求。

3. 零件尺寸大,刚度小

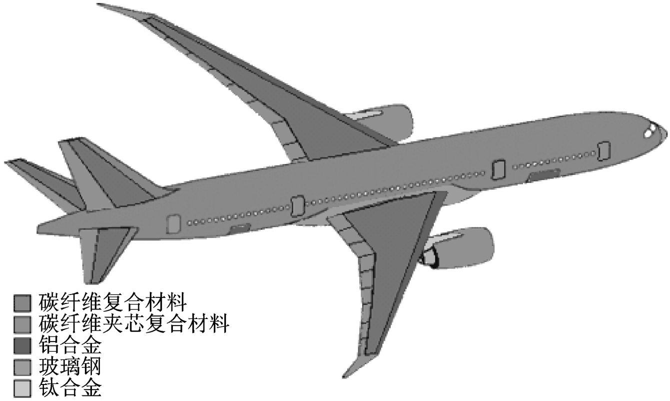
飞机外形尺寸很大,有的飞机机翼长达几十米,而机翼本身又是薄壁结构,刚度小,易变形,因此飞机结构的精确度不易保证。在飞机装配过程中,由于钣金件刚性小,需采用大量复杂的型架等工艺装备来保证飞机结构的形状和尺寸。因此,在飞机生产中,零部件的装配和部件对接装配一直是飞机生产过程中最费时费力的一个重要环节。

4. 材料品种多、新材料应用比例大

飞机中大多数零件是用有色金属制造的,其他则选用黑色金属及非金属材料。例如 MD-82 飞机的结构材料中,铝合金占 74.5%,钢占 14.5%,钛合金占 1.2%,非金属占9.8%。随着飞机飞行速度、飞行高度的不断增加,以及材料技术的发展,复合材料在飞机结构中所占比例越来越高,如 A380 上仅碳纤维复合材料的用量就达 32 t 左右,占结构总质量的 15%,再加上其他种类的复合材料,复合材料总用量达 25%左右。再如世界先进的民用客机 B787 机体主要结构大规模地采用复合材料,复合材料用量由 B777 飞机的 12%一步跨越到 50%(如图 1-1所示)。这种由复合材料机身组成的 B787 客机,维修成本可节省 30%,燃油可节省 20%,飞行的舒适性也得到很大提高。

5. 结构不断改进,产量变化范围大

为保持国防军事实力,掌握制空权、制天权,以及在激烈的市场竞争中保持竞争优势,需要加快飞机的型号更新,因而其结构需要经常修改、变动。例如某型号战斗机,为了提高性能和满足各种特殊用途的需要,往往要在原型机的基础上设计多种型号,如空军型、海军型、侦察型



材料按质量所占比例

787		777
50%	复合材料	12%
20%	铝合金	70%
15%	钛合金	11%
10%	钢	7%
5%	其他	0%

图 1－1　B787 机体结构复合材料用量示意图

和教练型等。如美国的 F－4 飞机，在十几年的生产中共有 13 种改型（图 1－2 所示分别为用于轰炸的 F－4F 型飞机和用于攻击的 F－4E 型飞机）。同时，由于市场需求的变化，飞机的产量变化范围较大，尤其是军用飞机，在战时要求迅速扩大产量，以满足战争不断消耗的需要。

(a) F−4F型飞机　　(b) F−4E型飞机

图 1－2　F－4 飞机的改型

上述飞机产品的特点都直接对产品的设计、工艺及组织生产产生影响，因此必须加以充分考虑。

1.2.2　飞行器制造工艺的技术特点

飞行器制造是以一般机械制造工程为基础，广泛吸收各种先进制造技术和加工工艺的研究成果，专门针对飞行器的特点发展起来的各种制造方法及其应用。现代航空航天制造业是集机械、电子、光学、信息科学、材料科学、生物科学、激光学、管理学等最新成就为一体的新技术的综合体，其要求远远高于一般机械制造技术。飞行器制造技术和一般的机械制造技术相

北京航空航天大学出版社

比，其特点主要体现在以下几个方面：

1. 航空航天产品具有特殊性

从航空航天产品的特点可以看出，航空航天产品普遍存在结构复杂、工作环境恶劣、质量轻、可靠性高的特点。

从设计要求看，多采用新结构、新材料，零件的几何形状复杂，零件加工精度、表面光洁度要求高。

从生产要求上看，研制、准备周期长，工艺装备品种多、数量大，更新换代快，批量不是很大，制造工艺技术要适应多品种、小批量和柔性制造的特点。

2. 加工方法具有多样性和先进性

现代飞行器所用的航空航天材料最大的特点是强度高、刚度高而质量轻，要求具有好的耐高温和抗低温性能及良好的耐老化和抗腐蚀能力，有足够的断裂韧性和良好的抗疲劳性能。因此大量采用高温合金、钛合金、高强度钢、复合材料和工程陶瓷等材料。这些材料加工性能差，需要使用特殊设备以及特种加工工艺。一般机械制造的基本加工技术在飞行器制造中大多都得到了应用，但对于飞行器制造中大量使用的高强度钢、钛合金和高温合金等难切削材料的加工、微米级以上的精密加工和超精加工，是一般机械制造技术所难达到的。为此发展了各种靠模机床、多坐标联动大型数控机床和各种测量仪器及其他特种加工方法。对于整体薄壁结构、复杂形面的零件，需要采用大量的工艺装备和高精度的多坐标数控机床加工；对于轻型焊接结构件，需要采用真空电子束焊、搅拌摩擦焊及真空焊等先进焊接技术；动力装置各种小孔多，其形状、尺寸精度以及表面质量要求高，需采用激光、电子束、电火花和电解等特种加工技术；盘类零件的辐板、轴的深孔加工，由于形状复杂，须采用其他先进机械加工技术和新的工艺方法。

图 1－3 所示为利用激光切割技术加工的复合材料机身壁板零件。

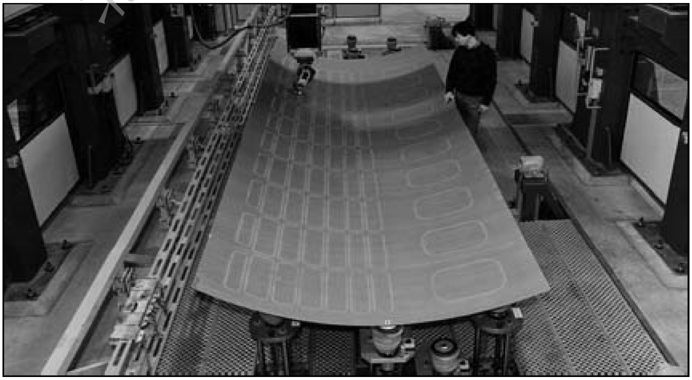


图 1－3　激光切割壁板

北京航空航天大学出版社

3. 生产上具有适应性和灵活性

一般来说，由于飞机结构经常修改，生产批量不大，生产方法需要有较大的机动性，既能满足小批量生产的要求，又能适应成批生产。为此，必需尽量提高设备及工装的通用化程度，这就必然会降低装配和安装工作的机械化和自动化程度，大大增加了手工劳动量，使劳动生产率下降。现代飞行器制造技术必须在生产上简化工装，发展适应多品种、小批量生产的加工技术，以降低单件成本、缩短研制和生产周期。因此，飞行器制造工艺要有高度的柔性和应变能力，并且有必要在计算机技术和数控技术基础上建立柔性制造系统，以灵活地适应生产任务和条件的变化。

4. 具有严格的质量监控

飞行器质量的优劣直接影响产品的使用安全和乘员的生命。一架大型客机关系到数百名乘客的生命，航天飞机中一个小零件的失灵可能会造成无可挽回的巨大损失。因此，制造过程中应该完全杜绝由于质量不高造成的事故。飞行器零件的加工技术要求高，需采用精密、超精密加工和检测技术。由于飞行器对质量有较严格的要求，设计中选择的安全系数比一般机器小得多，工作条件又很严酷，加上构造复杂，要求飞行器制造具有更为严格的工艺规程和质量监控体系，确保制造质量的稳定性。现代飞行器的生产必须从设计开始到原材料入库、零部件加工、装配、产品的检验和试验、保管和运输实行全过程质量控制，才能保证飞行器使用的可靠性和安全性。

5. 具有高度、广泛的生产协作

由于飞机机体内的设备、仪表、附件及很多特种材料、半成品、毛坯等不可能全部由飞机制造工厂生产，而由其他专业化企业制造，因此，需要厂际之间的广泛合作。随着飞机制造工业的发展，这种生产协作必然会不断扩大，国内、国际间的协作也将不断增强。例如，1985 年上海飞机制造厂与美国麦道公司合作组装生产 MD82 客机；1992 年起双方又启动了新型号 MD90 的组装；2006 年天津保税区、中国航空工业第一集团公司和中国航空工业第二集团公司组成的中方联合体与空中客车公司签署共同组建 A320 系列飞机总装生产线的框架协议。2009 年空中客车公司与中国航空工业集团公司西安飞机工业（集团）有限责任公司签署 A320 系列飞机机翼总装项目合作协议。

20 世纪 90 年代后，随着世界政治格局的变化以及经济全球化，世界航空工业正在全球范围内形成设计、生产与市场的全球化，降低飞机全生命周期内的成本以及提高飞机质量已成为现代飞机研制的重要指标。飞机制造业的这种广泛深入的合作，不但会使飞机制造公司获得最大的经济效益，还将进一步促进世界航空航天制造技术的发展。图 1-4 所示为 B787 飞机全球化生产示意图。

北京航空航天大学出版社

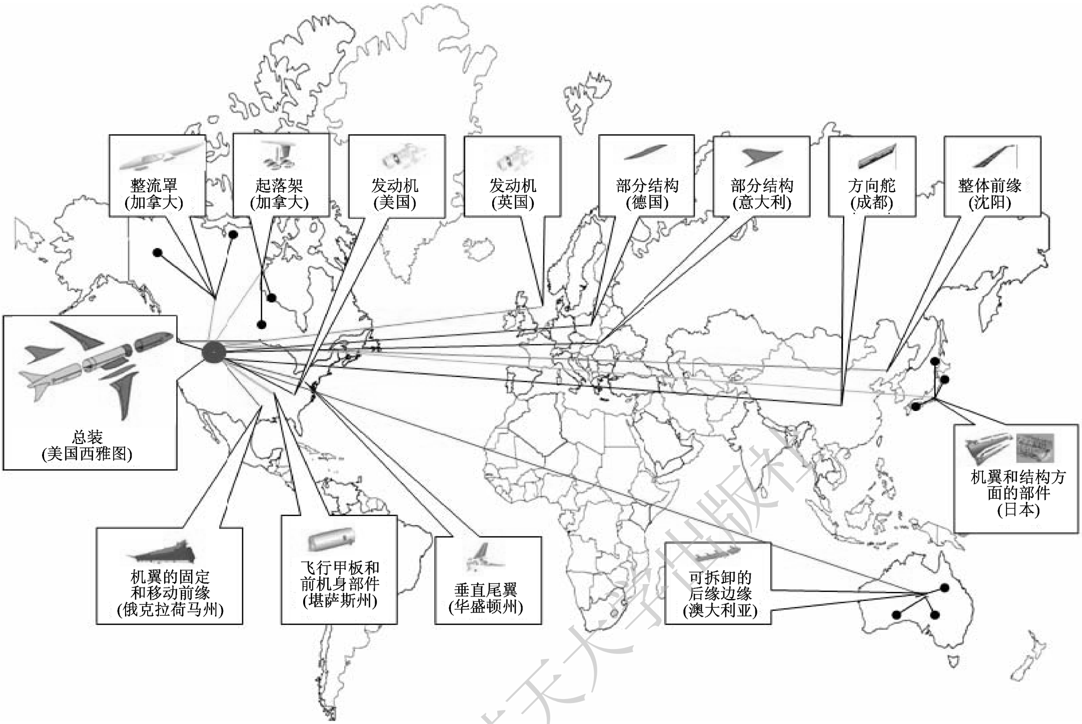


图 1-4 B787 飞机全球化生产示意图

1.3 现代飞行器制造的先进技术及关键技术

除了常用加工技术外,世界各国还投入巨资研究和发展现代飞机制造技术,以满足政治、经济和国防发展的需要。随着航空航天技术的发展,现代飞行器制造的先进技术主要体现在以下几个方面。

1. 数控加工技术和高速加工技术

数控设备是以数控系统为代表的新技术对传统机械制造业渗透而形成的机电一体化产品,已成为现代航空航天制造业的主流制造设备,一般占设备总数的40%以上。数控技术覆盖了机械制造技术、信息处理、加工、传输技术、自动控制技术、伺服驱动技术、传感器技术、软件技术等领域。数控技术的发展趋势是向智能化、网络化、集成化、数字化的方向发展。

制造业不仅需要产品零件的高质量,同时还需要提高生产率、降低生产成本。高速加工技术这一最有发展前途和极具革命性的技术,已成为机加技术发展的主流方向。如采用框中框(Box in Box)结构和对称结构设计的大型龙门五坐标高速铣床,在航空航天制造业中得到了

北京航空航天大学出版社

广泛的应用，已成为航空航天器整体结构件的关键加工设备。由高速加工中心构成的柔性加工单元取代了以往的专用生产线，实现了对航空航天器整体构件的高速高效加工。采用五坐标联动高速加工中心进行整体结构件加工，可实现高速切削和空间曲面控制能力的综合优势。

2. 复合材料及其成形技术

在 20 世纪 90 年代的战斗机上，复合材料的用量已达到机体结构质量的 25％～30％。对于具体部件，复合材料所占结构质量百分比更高。如 EF2000 飞机机体结构质量的 30％为复合材料，其中机翼中 65％的材料是碳纤维复合材料，40％前机身结构为碳纤维复合材料，机翼、前中机身和垂尾蒙皮均由碳纤维复合材料制造，占机体表面的 70％。玻璃纤维雷达罩占 12％，金属只占 15％，其他材料占 3％。欧美在新型军机上的机翼都大量采用了复合材料，如美国的第四代战斗机 F－22、欧洲的“台风”战斗机和空客 A400M 等飞机。图 1－5 所示为空客大型军用运输机 A400M 的复合材料机翼壁板。

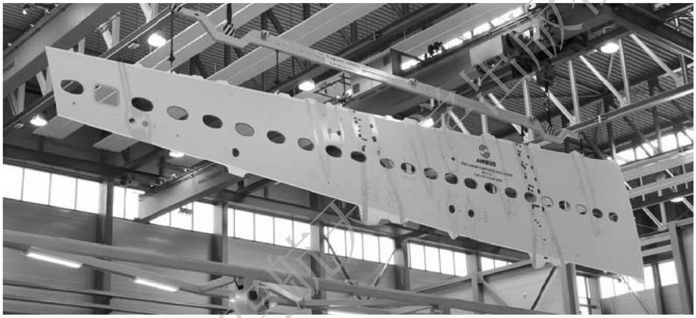


图 1－5　A400M 的复合材料机翼壁板

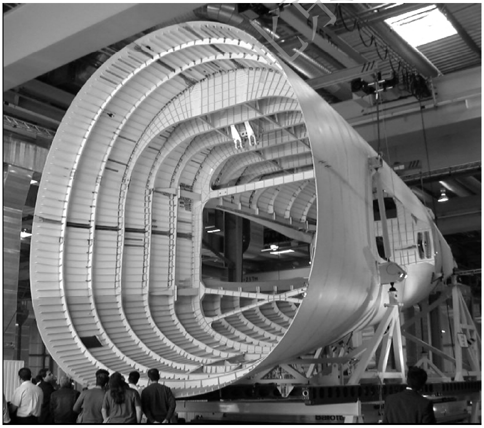


图 1－6　A380 的复合材料机身后段

除了军用飞机上大量使用复合材料外，复合材料在民用飞机上的用量也越来越大，如 A380 的机身后段(如图 1－6 所示)，波音 787 飞机的机翼和各机身段等都采用了复合材料及整体成形技术，它们不但可以大幅度减少零件、紧固件和模具的数量，简化工装，减轻结构质量，同时也可以大大降低制造成本。因此，复合材料及其成形技术已成为现代飞机制造中的一项关键技术。

由于复合材料结构制造方法和工艺过程与金属结构件截然不同，构件的性能设计与部件设计需一次完成。因此，大型飞行器

复合材料构件的CAD/CAM技术、新型固化模具、大型计算机控制的固化设备、固化工艺、固化监控技术及计算机实时控制固化工序是复合材料构件制造中的关键技术。

3. 整体结构件的加工成形技术

随着飞机飞行速度的提高，现代很多飞机都采用半硬壳式或硬壳式结构，这些结构的主要零部件大多采用整体结构件。例如，EF2000的中机身蒙皮就是一个结构高度一体化、高承力的复合材料整体硬壳式结构。B737－700的水平尾翼、梁、框、肋和壁板等也大量采用了整体结构。飞机机体大量采用整体结构后，对飞机的整个制造技术和制造过程产生了重大影响。整体结构的制造有利于全面采用先进的数字化技术进行结构件和工装的三维实体数字建模，并进行数字预装配、数控加工编程、加工过程模拟、工件的数字测量和检验，以及装配型架的计算机辅助定位安装等工作。从而使飞机的互换协调工作、工装夹具的设计与安装以及飞机的装配等工作进一步简化。飞机外形的协调和零部件的互换将由原来主要依靠成形模具和装配夹具来保证，逐步过渡到主要依靠零部件自身的形状和尺寸的加工准确度和计算机辅助定位安装来实现。因此，整体结构件的加工成形技术是现代飞机制造技术中的重要课题。

大型整体构件制造技术需要制造巨大的锻坯和厚板坯，需要大吨位的锻压机和拉伸机；整体构件的机械加工，需要采用多坐标、多主轴、多工位数控铣床加工，由数十台甚至百余台数控机床组成生产线，并向集成自动化生产过渡。

4. 数字化制造及装配技术

最早起源于飞机制造业的计算机辅助设计/制造（CAD/CAM）技术，正以前所未有的势头改变着传统的飞机制造模式，并已成为现代飞行器制造的主要趋势。

在飞行器的制造过程中，产品的制造实质上是一个产品数据采集、建模、传递和加工处理的过程，整个过程离不开数据的传递。传统的飞行器制造从设计文件、图纸开始，到模线样板、标准样件和模具、装配夹具的制造，直到最后制造出飞行器产品，其制造模式是把飞行器设计数据和信息，通过数十万件的标准工艺装备和生产工艺装备，最终以模拟量的形式传递到飞行器产品上。这种制造模式不仅造成了数据传递过程中的积累误差，还造成了飞行器工艺装备数量巨大、生产准备周期和制造周期长、互换协调困难、质量难以保证和成本高等一系列缺点。

随着数字化装配技术的发展，现代飞行器装配技术也发生了重大变革，在数字化装配过程中，应用产品的三维数字化定义，利用大尺度空间精确测量系统（如激光自动跟踪系统）测量和定位各种工艺装备，测得的数据经计算机系统处理后，实时驱动机械随动定位装置，再辅以相应的自动化夹紧装置和自动化连接技术，最终实现装配件的精确定位和产品的自动化装配，以达到大幅度缩短飞机装配周期和提高装配质量的目的。

5. 其他先进的制造模式

近几十年来，随着数字化技术的迅速发展，CAD/CAM/CAPP（计算机辅助工艺规划）技术日趋完善，并行工程和PDM（产品数据管理）技术的应用和网络技术的发展，使以建立虚拟

北京航空航天大学出版社

产品为开发环境的无图纸异地设计制造技术得以实现。世界各大航空公司和汽车制造业的巨头，如波音、空中客车飞机制造公司和通用汽车公司都纷纷投入巨资开发这一高新技术。波音飞机公司在研制 B777 新机和改型 B737－700 时就取得了比较理想的效果。

飞行器虚拟制造技术使飞行器设计与制造、技术与管理以及过程和质量，在并行工程和数据管理的平台下很好地集成在一起，可大大加速飞行器的研制过程，大幅度降低制造成本，进一步提高飞行器的性能和质量，并从整体上提高企业的经济效益，增强企业的竞争力。

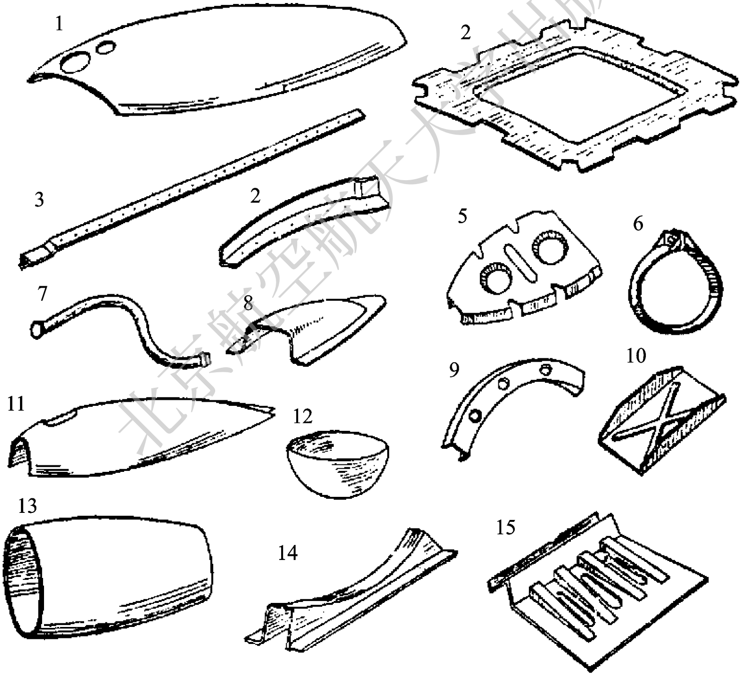
随着航空航天制造业经济全球化、消费多样化和个性化的发展，产品生命周期日益缩短，传统的低效率、低柔性、大产量制造模式已不能适应这种多变市场的实际需求。工业化国家在航空航天工业中纷纷采用各种先进生产模式，如计算机集成制造系统（CIMS）、敏捷制造（AM）、精益生产（LP）、虚拟制造（VM）、绿色制造（GM）等。它们具有并行性、集成性、柔性、智能性、快速反应性、动态适应性、人机一体性的特点，体现了现代飞行器制造技术的先进生产模式，这种先进的制造模式，必将对飞行器制造业带来巨大的效益和影响。

北京航空航天大学出版社

第 2 章　飞行器零件的制造

2.1　钣金零件的成形原理

在航空工业中，钣金零件是组成现代飞机机体的主要部分，占飞机零件总数量的 60%左右，制造工作量约占整架飞机劳动量的 15%，并具有结构复杂、外廓尺寸大、刚性小等特点，其生产制造过程直接影响到飞机整机质量和生产周期。图 2-1 所示零件为飞机上的一些典型的钣金零件。



1—蒙皮；2—口框；3—长桁；4—肋缘；5—翼肋；6—卡箍；7—导管；8—整流罩；9—框缘；10—隔板；11—翼尖；12—半球；13—副油箱壳体；14—支架；15—加强板

图 2-1　飞机钣金零件

北京航空航天大学出版社

2.1.1 钣金零件变形的基本原理及特点

钣金零件种类繁多,形状各异,成形方法也多种多样,如根据成形工序的不同可分为弯曲、拉伸、翻边、旋压、胀形等,但从变形性质来看,不外乎是材料纤维的“收”和“放”两种形式。

- “收”依靠板料的收缩变形来成形零件。表现为板料纤维缩短,厚度增加。
- “放”依靠板料的拉伸变形来成形零件。表现为板料纤维伸长,厚度减薄。

板料在塑性变形过程中遵循体积不变的原理,因此纤维被拉长时厚度将减薄,纤维收缩时厚度将增加。

为了了解金属材料的塑性变形过程,可采取最基本、最简单的拉伸试验加以说明。用一标准试件进行拉伸,测量每个变形瞬间的拉力和相应的延伸量,以应力 σ 和应变 δ 为坐标,画出应力-应变曲线,如图 2-2 所示。

当应力低于 σ_e 时,为弹性变形阶段,应力与应变成正比,应力去除,变形消失,此时卸载变形会恢复到原来的状态。

当应力超过 σ_e 后,应力与应变之间的直线关系被破坏,并出现屈服平台,如果此时卸载,试样的变形只能部分恢复,而保留一部分残余变形,即塑性变形,这时变形进入弹塑性变形阶段,规定以产生 0.2%残余变形的应力值为其屈服极限 $\sigma_{0.2}$。

从图 2-2 可以看出,当材料变形至屈服极限 $\sigma_{0.2}$ 后,欲使变形继续增加,必须继续增加外力,即金属的塑性变形抗力随塑性变形量的增加而增加,这种现象称为形变强化或加工硬化。金属的形变强化存在于从屈服极限开始直至断裂为止的过程中。到了强度极限 σ_b 时,变形集中在试件的某一局部发展,使试件出现细颈,并很快被拉断。

由此可知,若达到零件成形的目的,就必须将材料加载到屈服极限以上,使材料产生塑性变形。若在塑性变形时卸载,将保留永久变形 ε_s,而弹性变形 ε_r 则消失,此现象称为回弹,如图 2-3 所示。回弹问题是钣金零件成形过程中必须解决的一个问题。

北京航空航天大学出版社

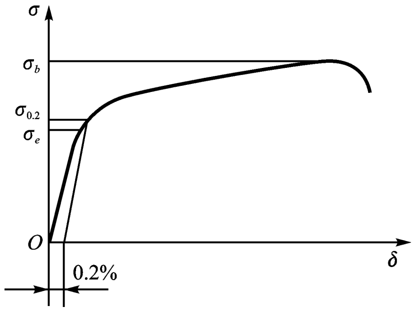


图 2-2　应力-应变曲线

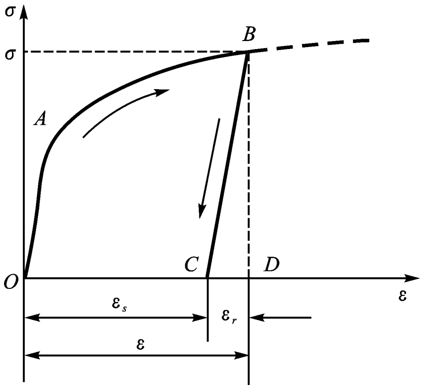


图 2-3　塑性变形的回弹与永久变形

2.1.2　钣金零件成形过程及热处理

1. 钣金零件常用材料

飞机钣金零件广泛采用铝合金、镁合金、合金钢及钛合金等。其中以硬铝合金 LYl2、超硬铝 LC4 应用最广，镁合金和钛合金的应用领域也在不断扩大。常用的材料牌号如表 2-1 所列。

表 2-1　飞机钣金零件常用材料牌号

材　料	牌　号	材　料	牌　号
硬　铝	LYl2	超硬铝	LC4
镁合金	MB	钛合金	TC4
合金钢	30CrMnSi	不锈钢	1Crl8Ni9Ti

2. 钣金零件成形过程及热处理工艺

从零件的使用角度看，要求材料具有良好的机械性能，从制造角度看，又要求材料具有良好的工艺性能，即成形性能要好。而这两方面有时是矛盾的，解决这个矛盾的方法就是利用材料的热处理工艺。

热处理是零件制造过程中的重要工艺之一，与其他加工工艺相比，热处理一般不改变工件的形状和整体的化学成分，而是通过改变工件内部的显微组织，或改变工件表面的化学成分，来改善工件的使用性能。其特点是改善工件的内在质量，这一般不是肉眼所能看到的。

金属的热处理大致有退火、正火、淬火和回火 4 种基本工艺。退火是将工件加热到适当温度，根据材料和工件尺寸采用不同的保温时间，然后进行缓慢冷却，目的是使金属内部组织达到或接近平衡状态，获得良好的工艺性能和使用性能，或者为进一步淬火作组织准备。正火是将工件加热到适宜的温度后在空气中冷却，正火的效果同退火相似，只是得到的组织更细，常用于改善材料的切削性能，有时也用于对一些要求不高的零件的最终热处理。淬火是将工件加热保温后，在水、油或其他无机盐、有机水溶液等淬冷介质中快速冷却。淬火后钢件变硬，但同时变脆。为了降低钢件的脆性，将淬火后的材料在某一适当温度进行长时间的保温，再进行冷却，这种工艺称为回火。退火、正火、淬火、回火是热处理中的“四把火”，其中的淬火与回火关系密切，常常配合使用。

热处理工艺一般都包括加热、保温、冷却 3 个过程。加热温度是热处理工艺的重要工艺参数之一，选择和控制加热温度是保证热处理质量的重要工作。加热温度随被处理的材料和热处理的目的不同而异，但一般都是加热到相变温度以上，以获得高温组织。另外显微组织的转变需要一定的时间，因此当金属工件表面达到要求的加热温度后，还须在此温度保持一定时间，使内外温度一致，使显微组织转变完全，这段时间称为保温时间。冷却也是热处理工艺过

程中不可缺少的步骤，冷却方法因工艺不同而不同，主要是控制冷却速度。一般退火的冷却速度最慢，正火的冷却速度较快，淬火的冷却速度更快。

为使金属工件达到所需要的力学性能、物理性能和化学性能，除合理选用材料和各种成形工艺外，热处理工艺往往是必不可少的。飞机钣金零件中常用的铝、镁、钛等金属及其合金都可以通过热处理改变其力学、物理和化学性能，以获得不同的使用性能。

例如硬铝合金常在退火状态下成形，在淬火后使用。原因为硬铝合金在退火状态下强度指标较低，成形性能好；而淬火时效状态下强度指标高。因此，硬铝合金的零件制造过程是：对于形状简单、变形量不大的零件，直接采用淬火时效后的硬料作为毛料成形，不再进行热处理；但对于变形量较大的零件应选用退火状态的毛料成形，再淬火强化，最后再进行校形。

硬铝和超硬铝的热处理过程如下：将材料加热到一定温度（LC4 约为 475～490 ℃），保持一段时间，使合金组织发生恢复与再结晶，然后进行缓冷，使材料获得最软的稳定状态，即退火处理阶段。淬火时将材料加热到特定温度（LC4 为（470±5）℃），保温一定时间，使合金中可溶的强化相，向固溶体中充分溶解，然后进行骤冷，使材料强化。要达到强化需一定时间，这个过程如在室温下进行称为自然时效，如在一定温度下进行称为人工时效。

淬火后在较短的时间内，材料仍具有接近甚至优于退化状态的良好塑性，这种状态叫新淬火状态。但在室温下能保持的时间很短，约 0.5～1.5 h。而在低温下能持续很久，约 2～4 天。实验证明，新淬火后在－15 ℃下存放四昼夜，从冷箱中取出来，其性能参数仍很接近新淬火时的参数，时效后能达到的性能参数与未经冷藏的一样。因而，近年来，产生了新淬火成形的工艺方法，即先淬火、冷藏，用时取出马上成形即可，从而大大减小了校形工作量。表 2-2 所列为 LC4 在各种热处理状态下的性能比较。

表 2-2　LC4 热处理状态下的性能

热处理状态 \ 性能参数	σ_b/(kg・mm^{-2})	$\sigma_{0.2}$/(kg・mm^{-2})	δ/%
退火	20.3	9.8	16.7
淬火，人工时效	55	46.9	12.9
新淬火	33.7	12.9	20.2
淬火，冷藏，人工时效	55.2	48.5	11.5

对于一些变形量很大的零件，如合金钢零件，往往需要进行多次热处理才能成形。为了消除冷作硬化和内应力，提高塑性，以利于继续成形，应安排中间退火。对可淬火强化的钢，淬火工序一般都安排在成形工序之后。为了校修钢件的淬火变形，可以采用应力松弛成形（或校形）的办法，即将已经预成形的新淬火零件在弹性变形范围内强迫装入成形夹具，送入炉中，在回火温度下保持数小时，再按退火要求缓慢冷却，把回火和校修淬火合二为一，以免除手工校修工作。

北京航空航天大学出版社

钛合金在再结晶温度以上进行高温退火(一般为 650～850 ℃),能使钛合金的组织稳定,获得良好的综合机械性能。退火状态的钛合金在冷成形或在再结晶温度以下的热成形后,都存在较大的内应力。为了防止零件在存放中开裂或变形,恢复材料原有的机械性能,在成形后都应安排退火工序。在再结晶温度以上成形时,可将成形与退火工序合并进行。

铝合金淬火加热温度为(950±10)℃,并在水中冷却,然后在 538 ℃保温4～5 h,进行人工时效。为了避免校修淬火变形,生产中一般不采用零件成形后再进行淬火强化处理的方法,而常采用将新淬火状态的毛料(或已经预成形的零件)在弹性变形范围内强迫装入成形夹具的应力松弛成形法,并在时效温度下保持几个小时。材料在时效过程中,弹性变形变成了塑性变形,内应力消失,同时完成了成形后消除内应力的退火处理。钛在 427 ℃以上会迅速氧化,因此,需要在金属表面覆盖防氧化涂层,或在惰性气体中加热。

2.1.3 钣金件的表面处理

由于硬铝和超硬铝的抗腐蚀性能较差,为提高其抗腐蚀性能,需要在板材表面包覆一层纯铝,纯铝和氧作用会生成一层细密的 AL_2O_3 氧化薄膜,以防止进一步氧化。为了确保零件的抗腐蚀能力,硬铝钣金零件一般都要进行阳极化处理,即通过电化学作用使铝合金表面生成一定厚度的致密的 AL_2O_3 氧化膜,这种氧化膜具有很好的抗腐蚀性能和附着力。

由于对零件要求不同,阳极化可分为无色阳极化和黄色阳极化。无色阳极化是将清洗干净的零件放于稀硫酸中起电解作用,生成氧化膜。此氧化膜具有细微气孔,需在 90～95 ℃热水中煮 20～25 min,进行填充处理,使氧化膜产生水化作用,体积膨胀,将气孔堵塞。这种零件通常作为飞机的外表零件(如蒙皮等),最后再喷一层罩光漆。而黄色阳极化是在重铬酸钾($K_2Cr_2O_7$)溶液中浸煮 20～25 min,除了水化作用外还有重铬酸钾与氧化膜的化学作用,使零件表面呈黄绿色,该零件常用于飞机内部零件(如翼肋等)。

黑色金属一般涂油保护,其零件表面处理方法可采用电镀。一般零件采用镀锌处理,需要耐磨的零件和装饰件采用镀铬,要求抗湿和抗海水腐蚀的零件则需要镀镉。

2.2 钣金零件的下料

飞机上钣金零件生产的第一道工序是使所需要的板料或毛料从整块板料分离开,即下料。由于飞机钣金件形状复杂,且不规则,材料的利用率一般只有 60%～75%。绝大多数钣金件先下料后再成形,因此,提高材料利用率具有重要意义。

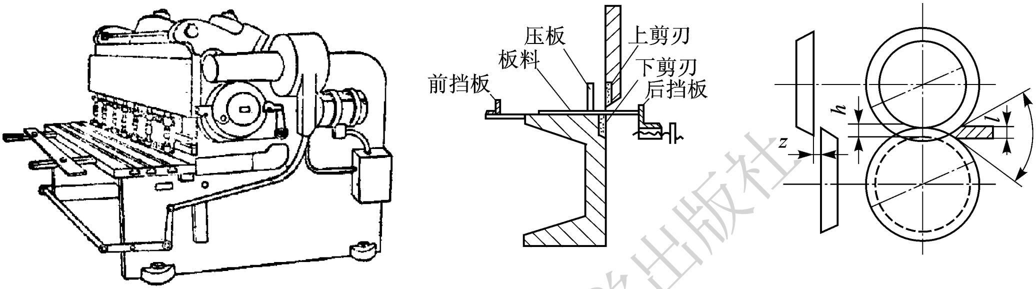
下料的方法很多,生产中常根据毛料的几何形状、尺寸大小、材料种类、精度要求、产量和设备条件选择。主要方法有剪裁、铣切、冲裁、锯切和熔切等。

北京航空航天大学出版社

2.2.1 剪　裁

剪裁是利用剪切设备将板料或型材等原材料分离出来的加工方法。通过剪裁可以得到各种直线或曲线形状的毛料。

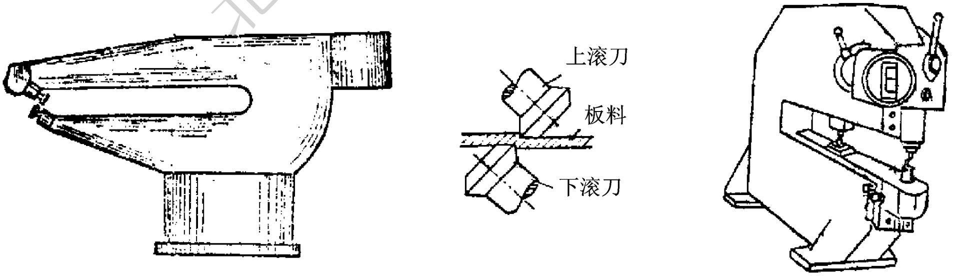
直线轮廓的零件常用龙门剪床下料，如图 2－4(a)所示。其工作原理为：板料由可调整的后挡板定位，压板压紧板料后，上剪刃下行与下剪刃交错完成剪裁工作（如图 2－4(b)所示）。直边组成的条料还可用直滚剪床下料，如图 2－4(c)所示。



(a) 龙门剪床　　(b) 龙门剪床工作原理　　(c) 直滚剪床

图 2－4　直线边零件的剪裁

曲线轮廓的零件可用斜滚剪完成，如图 2－5(a)、(b)所示。板料在摩擦力作用下自动送进，并按照板料表面的划线用手工转动工件，实现曲线剪裁。曲线外形的零件也可由振动剪完成，如图 2－5(c)所示。振动剪的工作原理是由带偏心衬套的传动轴通过连杆等机构将电动机的旋转运动变为刀座的往复运动。振动剪上剪刃每分钟运动 1 500～3 000 次。上剪刃的振幅可调整，剪裁时靠手工按画线送进。



(a) 斜滚剪结构示意图　　(b) 斜滚剪工作原理　　(c) 振动剪结构示意图

图 2－5　曲线轮廓零件的剪裁

常用的各种剪床特点比较如表 2－3 所列。

北京航空航天大学出版社

表 2-3　各类剪床的技术特性

剪床名称	剪裁钣材外形特点	剪料厚度/mm	加工精度/mm	操作方法	剪裁后加工
龙门剪	直线外形	≤8	±0.1～±0.8	定位板	
圆滚剪	圆形	≤2	±0.5	定位板或手动	去毛刺
斜滚剪	各种复杂曲线形	≤2	±0.5	手动	去毛刺
振动剪	各种复杂曲线形	≤3	±0.8	手动	去毛刺

2.2.2 铣　切

铣切下料是利用高速旋转的铣刀沿一定曲线对成叠的毛料按样板进行铣切，一般适用于数量较大，外形为曲线的展开料。

尺寸较小的毛料用钣金铣下料，如图 2-6 所示。其特点是工件动，铣刀轴不动。工作时，工人将夹紧的成叠板料沿台面推动，可铣出与样板完全一样的毛料。

大尺寸的展开料可采用回臂铣钻床和龙门靠模铣床。回臂铣钻床有两个铰接活动的支臂安装在机床的立柱上，两支臂端头各装有可上下移动的铣刀头和钻头，如图 2-7(a)所示。铣切原理如 2-7(b)所示，其特点是铣刀轴移动，工件不动，可铣钻出各种工艺孔、尖角及各种外形。

北京航空航天大学出版社

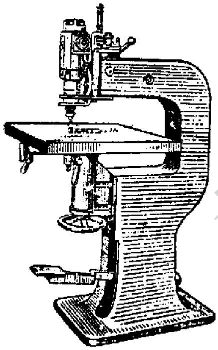
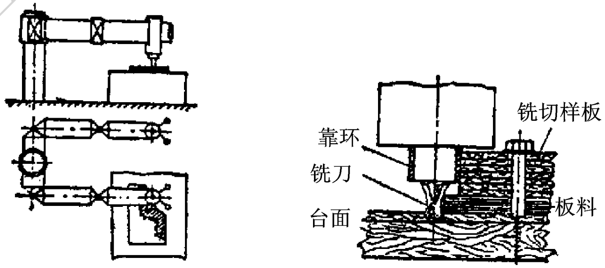


图 2-6　钣金铣



(a) 回臂铣钻床结构示意图　　(b) 铣切原理

图 2-7　回臂铣钻床

龙门靠模铣床克服了靠人工送进的缺点，铣头可上、下移动，同时也可在龙门架上横向移动，龙门架沿机床可纵向运动，协调纵、横方向的送进，可保证铣头跟随靠模运动来完成各种复杂形状的铣切，如图 2-8 所示。

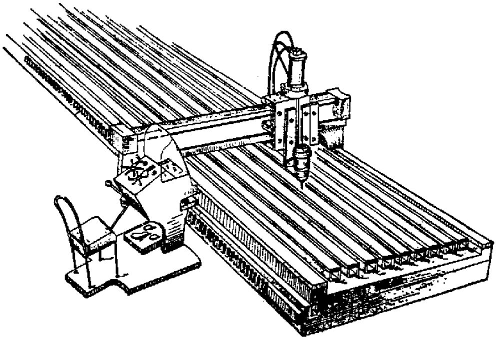


图 2-8　龙门靠模铣床

2.2.3　锯切与熔切

锯切按所用刀具形式分为带锯、盘锯、摆锯和砂轮锯切等，适用于有色金属的下料。锯切常用于型材和管材的下料，锯切管子时所用的锯条齿距应小于管壁的厚度。砂轮锯切是用高速旋转的薄片砂轮切割工件，适于钢、钛和耐热合金的切割，但一般不适用于较软的材料，如铝、镁等。

各种锯切方法的精度都不高，锯切后边缘都需要手工或机械加工进行打磨。

外形复杂的厚钢板零件常用熔切下料。熔切可分为氧气切割、等离子切割、激光切割、超声波切割等，熔切容易切割出曲线形状及内凹轮廓，其切割断面质量、精度随切割方法不同差异很大。

2.3　钣金零件的成形方法

2.3.1　冲压零件的制造

冲压主要是利用冲压设备和模具实现对金属材料（板材）的加工。冲压工艺根据通用的分类方法，可将冲压的基本工序分为材料的分离和成形两大类。

分离工序是指坯料在冲压力作用下，变形部分的应力达到强度极限 σ_b 以后，使坯料发生断裂而产生分离，分离工序主要有剪裁和冲裁等。成形工序是指坯料在冲压力作用下，变形部分的应力达到屈服极限 σ_s，但未达到强度极限 σ_b，使坯料产生塑性变形，成为具有一定形状、尺寸与精度制件的加工工序。

成形工序主要有弯曲、拉深、翻边、旋压、胀形等。冲压的具体工序分类如表 2-4 和表 2-5 所列。

表 2-4　冲压的典型分离工序

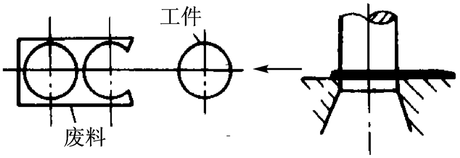
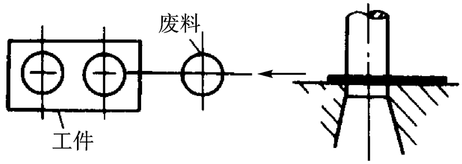
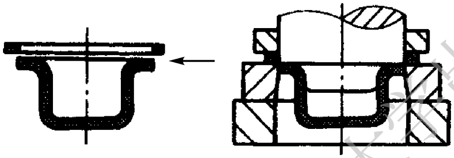
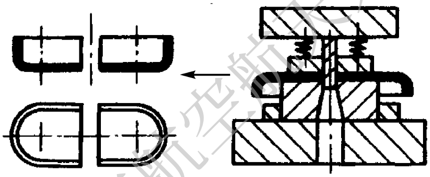
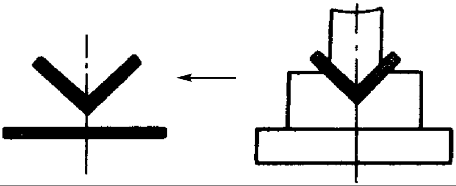
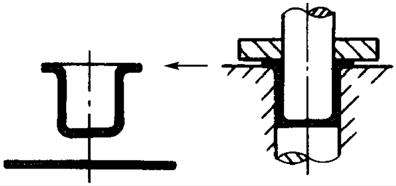
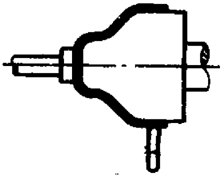
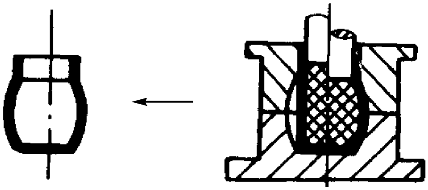
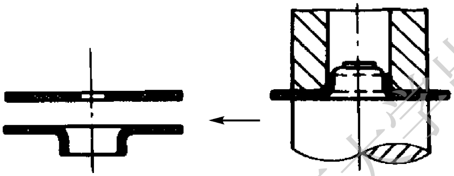
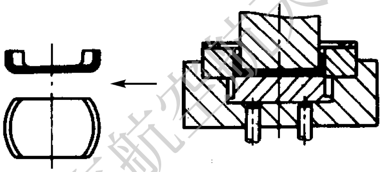
<table>
<tr><th colspan="2">工　序</th><th>图　例</th><th>特点及应用范围</th></tr>
<tr><td rowspan="2">冲裁</td><td>落料</td><td>
</td><td>用模具沿封闭线冲切板料，冲下的部分为工件，其余部分为废料</td></tr>
<tr><td>冲孔</td><td>
</td><td>用模具沿封闭线冲切板材，冲下的部分为废料</td></tr>
<tr><td rowspan="2">剪裁</td><td>切边</td><td></td><td>将拉深或成形后的半成品边缘部分的多余材料切掉</td></tr>
<tr><td>剖切</td><td></td><td>将半成品切开成两个或几个工件，常用于成双冲压</td></tr>
</table>

表 2-5　冲压的典型成形工序

<table>
<tr><th>工　序</th><th>图　例</th><th>特点及应用范围</th></tr>
<tr><td>弯　曲</td><td></td><td>用模具使材料弯曲成一定形状</td></tr>
<tr><td>拉　深</td><td></td><td>通过改变空心件的尺寸，得到要求的筒形工件</td></tr>
</table>

北京航空航天大学出版社

工 序		图 例	特点及应用范围
旋 压			利用旋压棒或滚轮将板料毛坯压成一定形状(分变薄与不变两种)
胀 形			使空心件(或管料)的一部分沿径向扩张,呈凸肚形
翻边	孔的翻边		将板料或工件上有孔的边缘翻边成竖立边缘
	外缘翻边		将工件的外缘翻边成圆弧或曲线状的竖立边缘

北京航空航天大学出版社

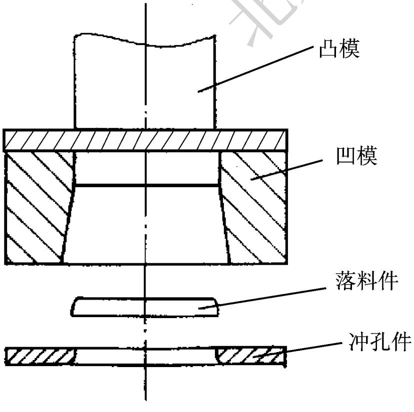


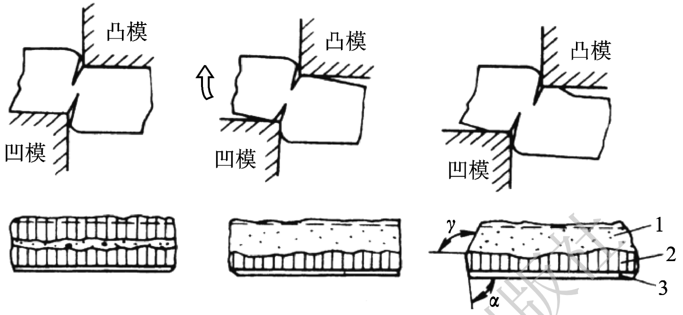
图 2-9　冲裁工作原理

1. 冲　裁

冲裁实质是一种封闭的剪切。由相当于上剪刃的凸模下行,并通过相当于下剪刃的凹模而完成冲裁。冲裁分为冲孔和落料,其工作原理图如图 2-9 所示。

凸模尺寸比凹模尺寸小,因此有间隙。而凸、凹模的间隙对冲裁件的断面质量、尺寸精度和冲裁力的大小都有影响,因此确定合理间隙很重要。冲裁时,若间隙过小,上、下裂纹中间部分被二次剪切,在断面上产生撕裂面,并形成两个光亮带(图 2-10(a)),在断面出现挤长毛刺。间隙合适,可使上下裂纹与最大切应力方向重合,

此时产生的冲裁断面比较平直、光洁、毛刺较小,制件的断面质量较好(图 2-10(b))。若间隙过大,板料所受弯曲与拉伸均变大,断面容易撕裂,使光亮带所占比例减小,产生较大塌角,粗糙的断裂带斜度增大,毛刺大而厚,难以去除,使冲裁断面质量下降(图 2-10(c))。合理的间隙值与被冲切材料厚度、软硬等因素有关,一般合理的单边间隙为板厚的 2%~20%,也可查有关手册确定。



1—断面带; 2—光亮带; 3—圆角带
(a) 间隙过小　(b) 间隙合适　(c) 间隙过大

图 2-10　间隙对剪裁质量的影响

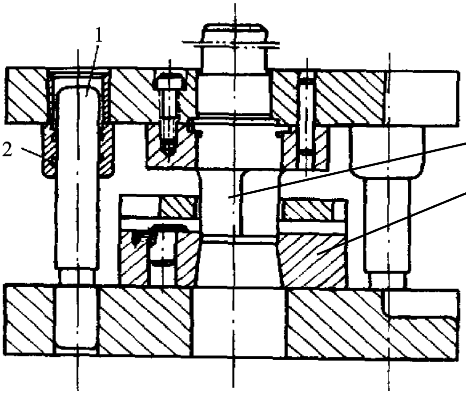
冲裁按所用模具完成工序的程度不同可分为单工序模、连续模和复合模 3 种。

单工序模只有一对凸、凹模,每一行程只完成一个冲裁工序。图 2-11 为一导柱式单工序冲裁模,模具的上、下两部分利用导柱 1、导套 2 的滑动配合导向。冲裁时凸模下行,并与凹模相互作用完成冲裁。导柱式冲裁模使用可靠,精度高,寿命长,安装方便,在大量成批生产中广泛采用。

连续模是在毛坯的送进方向上,具有两个或更多的工位,一次行程中,在不同的工位上逐次完成两道或两道以上冲压工序,每一行程可获得一个完整的多工序零件。图 2-12 为一冲制垫圈的连续模,在同一行程中可完成冲孔与落料两道工序。开始工作时,先冲垫圈的内孔,当条料送进一个步距时,再用装在落料凸模上的导正销定位完成落料工作,以后每一行程完成一个零件。连续模比单工序模生产率高,减少了模具和设备的数量,工件精度高,适用于大批生产的小型冲压件。

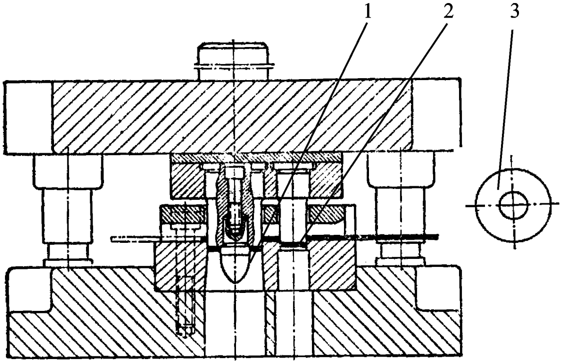
复合模只有一个工位,一次行程中,在同一工位上同时完成两道或两道以上冲压工序。图 2-13 为复合模工作原理图,一套模具在一个行程中同时完成一个垫圈的外圈落料与冲孔工作。工作时由定位板 2 定位的落料凹模 3 下行,通过落料凸模 7 完成外圈落料工作,同时冲孔凸模 5 通过冲孔凹模 7 完成冲孔工作。因此,除落料凹模 3、冲孔凸模 5 以外,还有既起冲孔凹模作用又起落料凸模作用的凸凹模 7。

北京航空航天大学出版社



1—导柱;2—导套;3—凸模;4—凹模

图 2-11　单工序冲裁模



1—落料工序;2—冲孔工序;3—垫圈

图 2-12　连续冲裁模

复合模按照结构分正装式复合模和倒装式复合模。正装式复合模凸凹模在上,冲孔凸模和落料凹模在下。而倒装式复合模正好相反。复合模生产率高,但结构复杂,成本高,适用于生产批量大、精度要求高的零件。

以上所述均为普通冲裁,用普通冲裁所得到的工件,剪切面上有塌角毛刺,还带有明显的锥度,表面粗糙度高,工件尺寸精度较差,一般情况下能满足工件的技术要求。但当要求冲裁件的剪切面作为工作表面或配合表面时,采用普通冲裁工艺已不能满足零件的技术要求,这时,必须采用提高冲裁件质量和精度的精密冲裁方法。

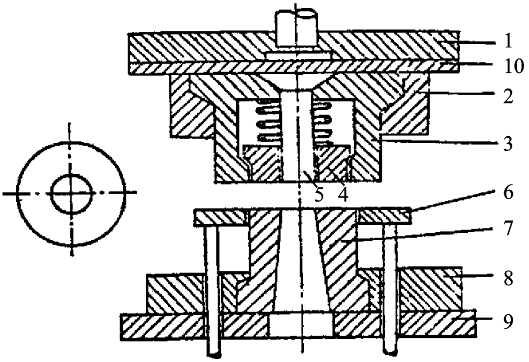
齿圈压板精冲是目前使用较多的精密冲裁方法,图 2-14 为齿圈压板精冲示意图。在冲裁过程中,由于齿圈压板强力压边力、顶出器反压力和冲裁力的共同作用,在间隙很小而凹模刃口带圆角的情况下,可使坯料的变形区处于强烈的三向压应力状态,从而提高了材料的塑性,抑制了剪切过程中裂纹的产生,使得冲裁件断面垂直、表面平整,断面质量和尺寸精度都较高。

2. 弯　曲

弯曲是将平直板材或管材等型材的毛坯或半成品,用模具或其他工具弯成具有一定曲率和一定角度的零件的加工成形方法,弯曲是冲压的基本工序之一。图 2-15 所示为弯曲常见零件。

通常情况下,在压力机上压弯工具作直线运动的弯曲称为压弯;在一些专用设备上弯曲成形工具作旋转运动的弯曲,称为卷弯或滚弯。弯曲变形时板料外层纤维受拉,内层纤维受压,中性层不变。根据变形程度的不同,弯曲过程可分为弹性弯曲、弹-塑性弯曲和纯塑性弯曲 3 个阶段,其变形区应力分布如图 2-16 所示。

北京航空航天大学出版社



1—上模板;2—定位板;3—凹模;4—顶件器;5—冲孔凸模;
6—卸料板;7—凸凹模;8—定位板;9—下模板;10—垫扳

图 2-13　复合模工作原理图

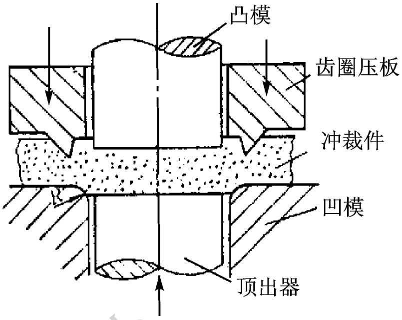


图 2-14　精密冲裁原理图

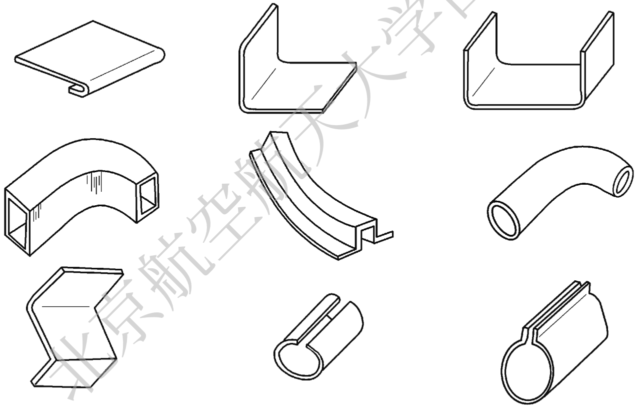


图 2-15　各种弯曲零件

北京航空航天大学出版社

弯曲变形时用相对弯曲半径$\frac{r}{t}$来表示变形程度,其中 r 为板料内层弯曲半径;t 为板料厚度,如图 2-16 所示。$\frac{r}{t}$愈小,变形程度愈大。当弯曲件相对弯曲半径$\frac{r}{t}$小到一定程度时,会使弯曲件外表面纤维的拉伸应变超过材料所允许的极限而出现裂纹或折断,此时的变形极限称为成形极限。当$\frac{r}{t}$小到外层纤维即将拉裂的极限状态时的 r 称为最小弯曲半径 $r_{\min}$。各种材料的 $r_{\min}$数值不等。$\frac{r_{\min}}{t}$愈小,说明板料成形性能愈好。而影响$\frac{r_{\min}}{t}$的因素主要有材料的机

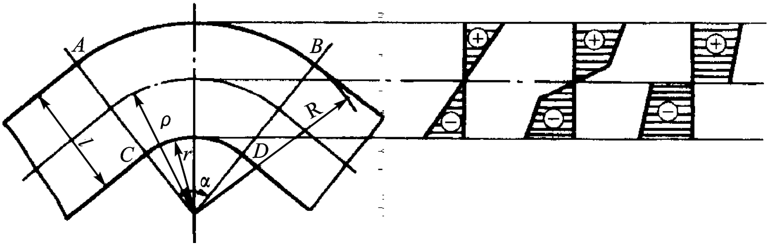
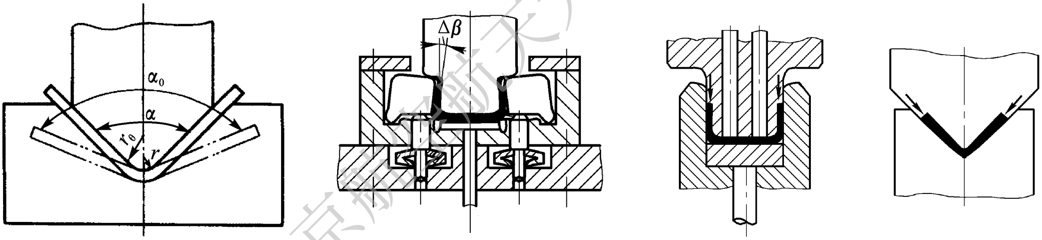


图 2 - 16　弯曲零件变形区切向应力分布

械性能和折弯方向等。

弯曲的主要问题是回弹。弯曲过程是弹性和塑性变形兼有的变形过程，由于外层纤维受拉，内层纤维受压，卸载后，产生角度和曲率的回弹。如图 2 - 17(a)所示。回弹会影响制件精度，设计弯曲模具工作部分尺寸时，必须考虑材料的回弹。生产中必须消除回弹的影响，采用的主要方法有补偿法、加压法、加热校形法及拉弯法等。图 2 - 17(b)是通过在凸模上做出等于回弹角的斜度进行补偿，使零件回弹后恰好等于所要求的角度。图 2 - 17(c)是通过对零件两端施加压力来减小回弹。有关弯曲成形的过程将在 2.3.4 型材零件的成形中阐述。



(a) 零件回弹　　(b) 补偿法　　(c) 加压法

图 2 - 17　弯曲件的回弹

北京航空航天大学出版社

3. 拉　深

拉深是在凸模作用下将平板毛坯变成开口空心零件的过程。用拉深工艺可以制成圆筒形、阶梯形、球形、锥形、抛物线形、盒形和其他不规则形状的薄壁零件，如图 2 - 18 所示。图 2 - 19和图 2 - 20 分别为拉深原理和平板毛坯逐渐拉深成筒形件的过程，其变形特点是突缘切向收缩为筒壁，筒壁为传力区。

拉深变形程度用拉深系数 $m=\dfrac{d}{D_0}$表示(见图 2 - 19)。m 愈小，拉深变形程度愈大。当 m 小到筒壁要拉断时，为极限拉深系数 $m_{\min}$。极限拉深系数取决于板材内部组织与机械性能、毛坯的相对厚度 t/D_0、冲模的圆角半径、间隙及润滑等。当零件的拉深系数小于该材料的极限

拉深系数 m_{min} 时，零件将被拉裂（见图 2－22(c)）。若零件深度太大，一次不能成形，则必须采取多次拉深。图 2－21 为深度较大的筒形件拉深工序图。

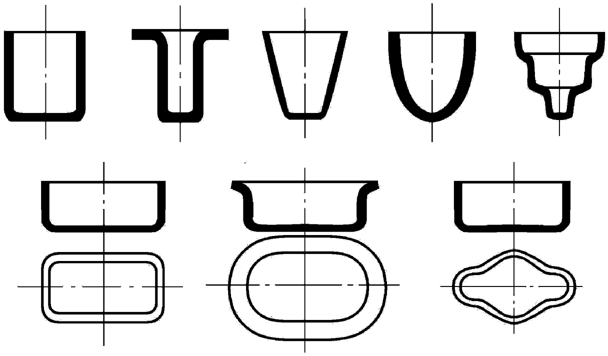


图 2－18　典型的拉深零件

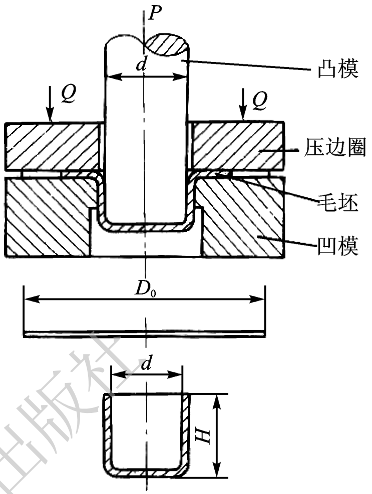


图 2－19　拉深原理

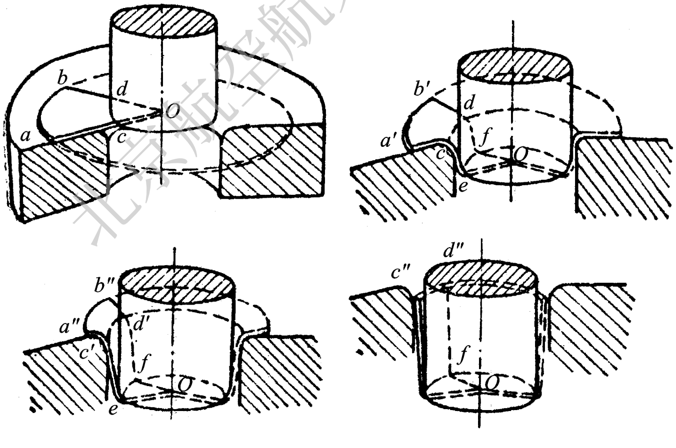
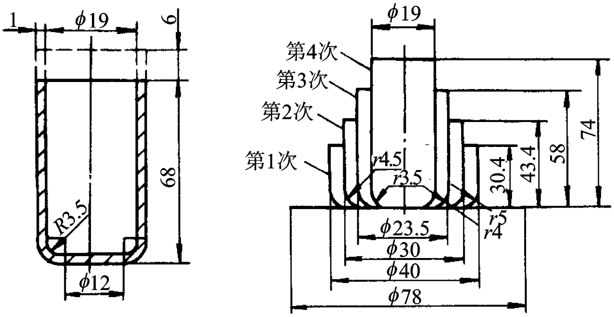


图 2－20　拉深过程

影响拉深顺利进行的主要问题是突缘起皱与筒壁拉裂。起皱有两种形式，图 2－22(a)所示为外皱。外皱是在拉深过程中凸缘受切向压应力失稳而产生的。生产中主要采用压边圈防止外皱（见图 2－19），压边力可由液压、气压、弹簧或橡皮产生。

北京航空航天大学出版社



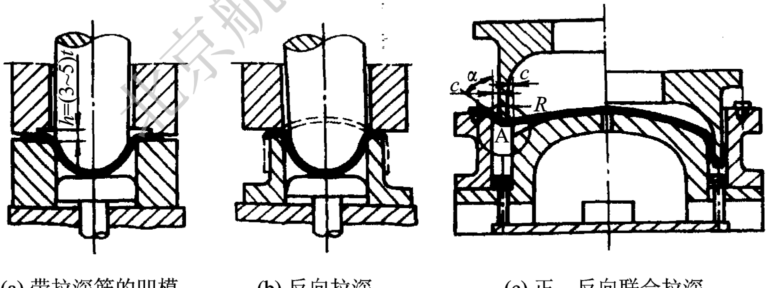
(a) 筒形件　　(b) 拉深工序

图 2－21　深度较大的筒形件拉深工序

拉深锥形件或半球形件时，由于凸模与凹模之间有一悬空段，缺乏夹持，易起内皱，如图 2－22(b)所示。防止内皱产生的方法主要是增加径向拉应力，以减小切向压应力。如可采用带拉深筋的凹模、反向拉深法和正、反向联合拉深法等，如图 2－23 所示。

(a) 外　皱　　(b) 内　皱　　(a) 拉　裂

图 2－22　拉深起皱和拉裂



(a) 带拉深筋的凹模　　(b) 反向拉深　　(c) 正、反向联合拉深

图 2－23　半球零件拉深的防皱方法

抛物线形件和锥形件一般较难成形，其成形方法可采用液压机械拉深法。液压机械拉深时毛坯在液压作用下在凸、凹模的间隙之间形成反凸的液体“凸坎”，如图 2－24 中的 A 部分，它起着拉深筋的作用，同时，凸模下压时造成的油压力使毛坯反拉，为紧贴凸模成形创造了良好的成形条件。这种方法与普通拉深相比可大大增加一道工序的变形程度，且零件壁厚均匀，

北京航空航天大学出版社

表面光滑美观,特别适合于深拉零件。图 2-25 所示的抛物线形零件,采用液压机械拉深一次即可拉出,而用普通拉深则需要 7～8 道工序。

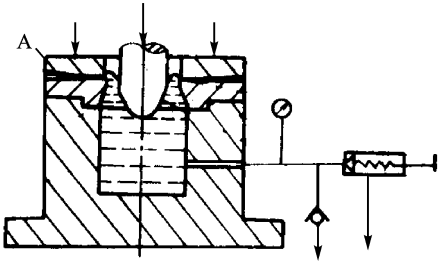


图 2-24　液压机械拉深示意图

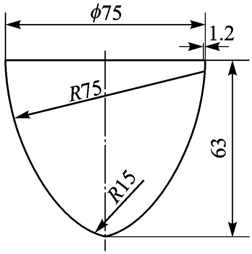


图 2-25　抛物线形零件

尺寸小、产量大的空心件多采用带料连续拉深,即在带料上依次进行多次拉深,最后用落料或切断使工件与带料分离,图 2-26 所示即为带料连续拉深的工作过程。

4. 翻　边

翻边是使平面或曲面的板坯料沿一定的曲线翻成竖立边缘的成形方法。根据翻转曲线封闭与否可分为内孔翻边和外缘翻边两类,内孔翻边和外缘翻边的模具分别如图 2-27 和 2-28 所示。按变形的性质,翻边又可以分为伸长类翻边和压缩类翻边。

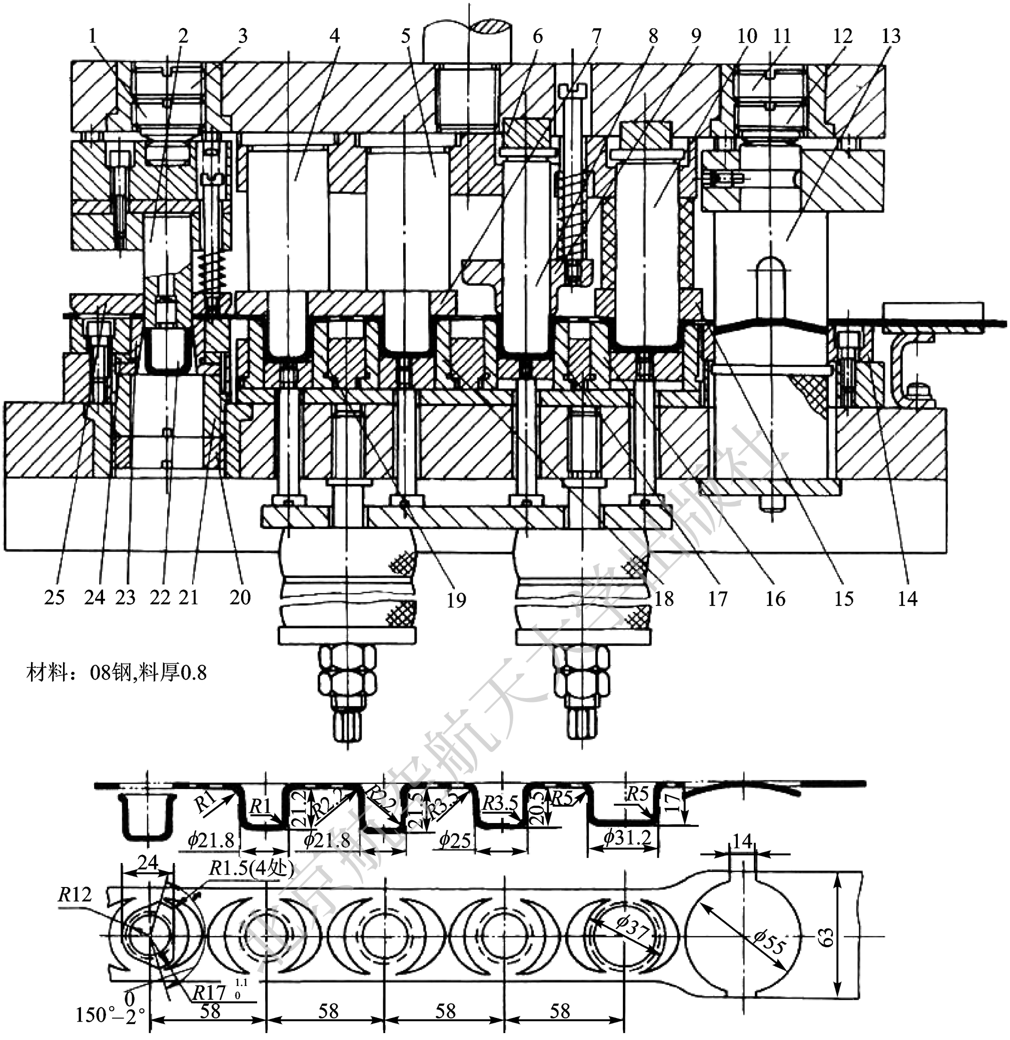
图 2-29 所示为圆孔翻边,设坯料预冲孔直径为 d_0,翻边时,坯料在凸模作用下,孔径 d_0 不断扩大,最后变为直径为 d_1 的竖边。翻边变形区是内径为 d_0、外径为 d_1 的环形部分,为双向拉应力状态。孔边缘仅受切向拉应力作用,为单向应力状态。翻边过程中变形坯料厚度变薄,孔边缘切向伸长变形最大,厚度变薄最严重。

翻边的变形程度用翻边系数 K_f 表示,其值为 $K_f=\frac{d_0}{d_1}$。K_f 愈小,翻边变形程度愈大。当 K_f 小到孔边缘濒于拉裂时,称 K_f 为极限翻边系数,用 K_{fmin} 表示。极限翻边系数与材料、孔边状态、相对厚度、凸模形状有关。

当翻边高度较小时,可先在坯料上预制孔,然后直接翻边,如图 2-30 所示。当翻边高度过大,翻边系数小于极限翻边系数时,可采用拉深—冲底孔—翻边的方法,如图 2-31 所示。

对于非圆孔翻边零件,其变形与孔的形状有关。如图 2-32 所示的孔边缘由内凹曲线、外凸曲线及直线构成。对内凹曲线部分,可看作是圆孔的一部分,属于伸长类翻边,此时应按圆孔翻边的极限系数判断其变形的可能性;外凸曲线部分类似于浅拉深,属于压缩类翻边,此时的翻边系数实质上就是拉深系数;直边部分可近似按弯曲变形考虑。此外由于圆弧与直线部分连接成一整体,曲线部分的翻边必然要扩展到直边部分,使直边部分也产生了一定的变形。因此,非圆孔翻边可以减轻曲线部分的变形。

北京航空航天大学出版社

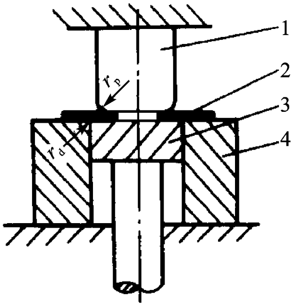


1、3、11、12、20、21—螺塞；2、4、5、8、10、13—凸模；6—斜楔；7、25—卸料板；
9、15—压边圈；14、16、17、18、19、23—凹模；22—导正销；24—垫块

图 2－26　带料连续拉深

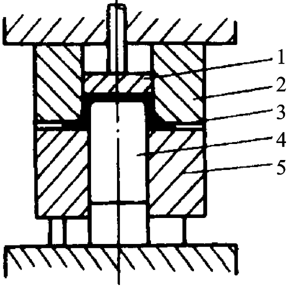
外缘翻边分内凹曲线和外凸曲线翻边，如图 2－33 所示，当翻转轮廓曲线变为直线时，就成为弯曲变形。

内凹曲线的翻边与孔的翻边相似，凸缘内产生拉应力而易于破裂，属伸长类翻边。其翻边系数由$\frac{r}{R}$确定，其值可查手册。



1—凸模；2—坯料；3—顶料板；4—凹模

图 2－27　内孔翻边模具结构示意图



1—压料板；2—凹模；3—坯料；4—凸模；5—侧压边

图 2－28　外缘翻边模具结构示意图

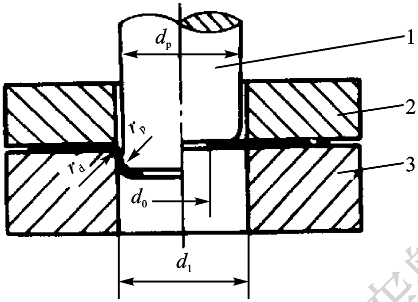


图 2－29　圆孔翻边

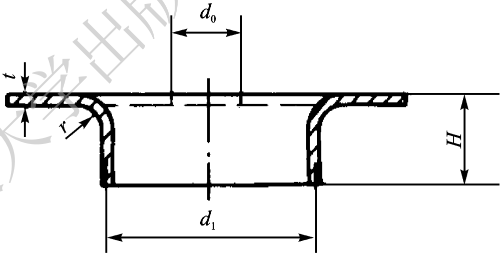


图 2－30　预制孔翻边

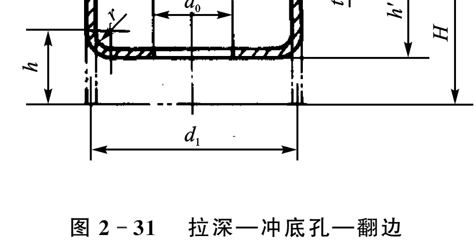


图 2－31　拉深—冲底孔—翻边

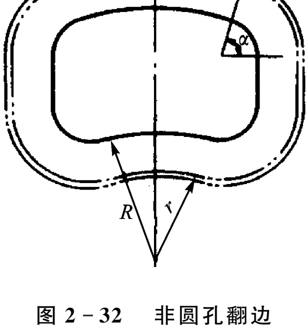
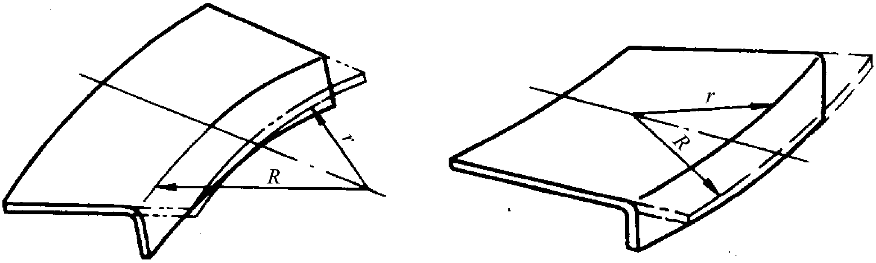


图 2－32　非圆孔翻边

北京航空航天大学出版社



(a) 内凹曲线翻边　　(b) 外凸曲线翻边

图 2－33　外缘翻边

外凸曲线的翻边变形类似于不用压边圈的浅拉深，在翻边的凸缘内产生压应力，易于起皱，属压缩类翻边。其应变分布及大小主要决定于工件的形状。翻边系数$\frac{r}{R}$可参考拉深系数选取。

5．旋　压

旋压是借助旋压棒或旋轮、压头对随旋压模转动的板料或空心毛坯作进给运动并旋压，使其直径尺寸改变，逐渐成形为薄壁空心回转零件的特殊成形工艺。飞机导弹上的鼻锥、封头、喷管等各种旋转体零件常用旋压成形的方法。

旋压主要分为普通旋压和变薄旋压两种。前者在旋压过程中材料厚度不变或只有少许变化，后者在旋压过程中壁厚减薄明显，所以又叫强力旋压。

普通旋压简称旋压，工作原理如图 2－34 所示。将平板毛料用机床的顶杆压紧于旋压模上，使其与模具一起旋转。工人用手操纵旋压棒，由点到线，由线及面将毛料顺次压向模具而成形。与拉深相反，旋压过程中，锥形件易旋，半球形稍难旋，而筒形件最难成形。

旋压棒的滚轮圆角半径 R 根据工件的尺寸、形状和厚度等因素选择。R 愈大，滚轮与毛料间的接触面积愈大，旋出的工件表面愈光滑，但操作费力。相反，R 愈小，接触面积愈小，省力，但表面易出现沟槽。

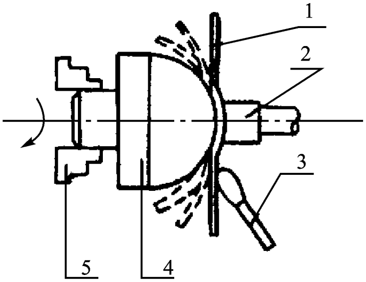
如果零件不能在一道工序中旋压完成，可在不同的胎模上进行连续旋压，但胎模的最小直径应该是相同的，如图 2－35 所示。旋压过程材料的硬化程度比在压床上拉深要大得多，故经几道工序后需中间退火。

普通旋压机动性好，生产周期短，能用简单的设备和模具制造出形状复杂的零件，适用于小批生产及制造有凸起及凹进形状的空心零件。

图 2－36 为几种常见的普通旋压方法。

强力旋压又称旋薄，其工作原理如图 2－37(a)所示。滚轮在液压作动筒作用下强力旋压毛坯，使毛坯变薄而成形。毛坯的外径在成形过程中始终保持不变，这是旋薄与旋压的根本区别。

北京航空航天大学出版社



1—毛料;2—顶杆;3—旋压棒;4—旋压模;5—卡盘

图 2-34　旋压工作原理图

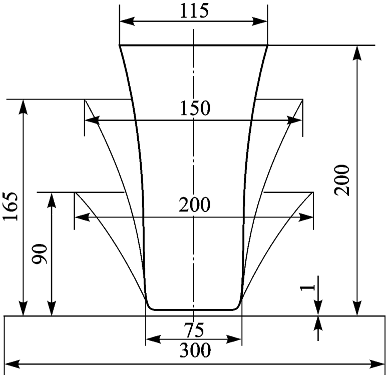
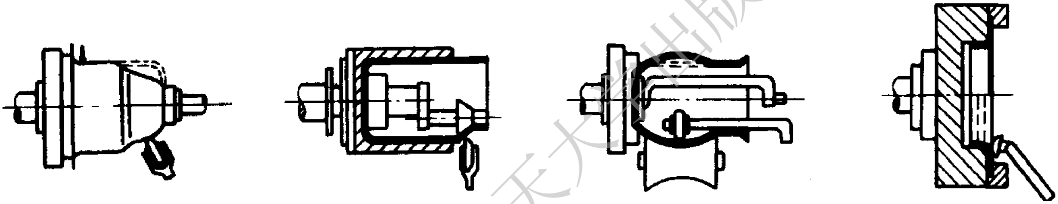


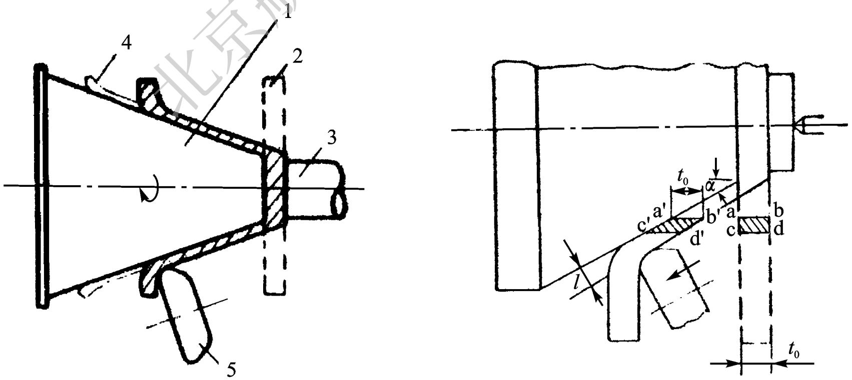
图 2-35　连续旋压工序



(a) 拉　深　　(b) 缩　口　　(c) 胀　形　　(d) 翻　边

图 2-36　常见的普通旋压方法

北京航空航天大学出版社



1—模具；2—坯料；3—顶块；4—工件；5—旋压轮

(a) 旋薄过程　　(b) 工件厚度与锥角的关系

图 2-37　强力旋压工作原理

旋薄的工件厚度 t 与锥角的关系如图 2－37(b)所示，毛料厚度为 t_0，零件锥角为 2α，旋薄的工件的厚度为 $t=t_0\sin\alpha$。

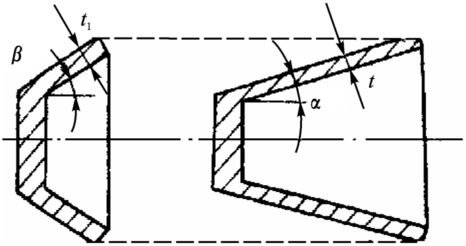


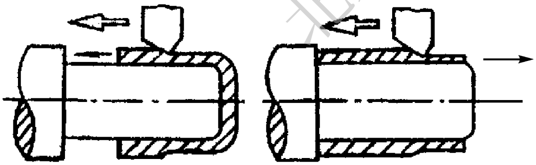
图 2－38　多次旋薄工序

零件的锥角愈小，材料的变形量愈大。当变形量过大时，零件会产生剪切破坏。因此各种材料都有一定的极限锥角值。如航空用铝合金，一次旋薄的 $\alpha_{\min}$ 为 12°～15°，不锈钢约为 15°～18°，当一次旋薄角度超过上述极限值后，必须分次旋薄，中间退火。如图 2－38 所示零件，需要两道工序才能成形，且在旋薄过程中满足 $\dfrac{t_1}{\sin\beta}=\dfrac{t}{\sin\alpha}$。

强力旋压最适合成形锥形件、筒形件。而对于球形或抛物线形的零件则需采用靠模装置。筒形件不能用平板毛料成形，而要用壁厚较大、长度较短，内径相同的圆筒形毛坯成形。

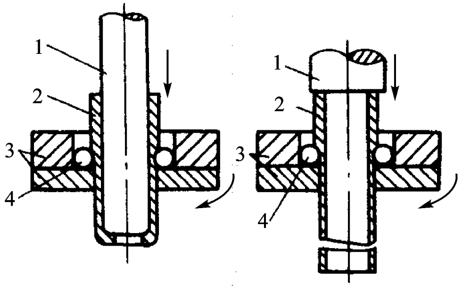
按照旋压时金属流动方向，旋压可分为正旋和反旋，如图 2－39 所示。正旋常用于筒形件，优点是：旋压力小，工件贴模性好，产生扩径和金属堆积较小。反旋常用于管形件，优点是：工件长度不受芯模长度和旋轮纵向行程的限制，固定坯料的夹具较简单。正旋的优点正好可弥补反旋的不足，而反旋的优点又正好可弥补正旋的不足。不过，在相同条件下，正旋的极限变薄率较反旋的高，因而正旋时旋轮接触角和进给比的选择范围比较大。

对壁部特薄的旋转体空心件，可利用图 2－40 所示的钢球旋压法生产。



(a) 正　旋　　　(b) 反　旋

图 2－39　筒形件的旋薄



1—芯模；2—管坯；3—模环；4—钢球

(a) 正旋压　　　(b) 反旋压

图 2－40　钢球旋压

旋薄的零件材料利用率高，模具简单，准确度高，成形后的材料强度、硬度和疲劳强度均有提高。旋薄过程会产生大量热，必须进行冷却。旋薄的模具和旋轮要承受很大的接触压力和摩擦力，因此要求模具的表面坚硬、耐磨，要用高强度金属材料。

北京航空航天大学出版社

6. 胀　形

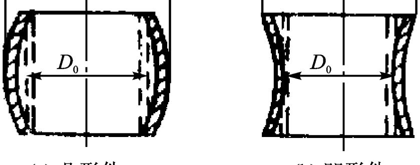
在外力作用下使板料的局部材料厚度减薄而表面积增大，或将直径较小的筒形或锥形毛坯，利用由内向外膨胀的方法，使之成为直径较大或曲母线的旋转体零件的加工方法称为胀形。飞机上的整流包皮、高压气瓶和发动机上的零件常用胀形方法成形。

常见的胀形方式有：在圆筒形坯件或管坯上成形凸肚或起伏波纹、起伏成形（在平板毛坯压鼓包）以及与拉深结合的拉胀复合成形。

圆筒形空心坯料的胀形可以用于生产高压气瓶、波纹管、三通接头以及其他一些异形空心件。其变形程度用胀形系数$\frac{D_{max}}{D_0}$表示，其中 D_{max} 为零件变形最大处的直径；D_0 为零件变形最大处的原始直径。如图 2-41 所示。

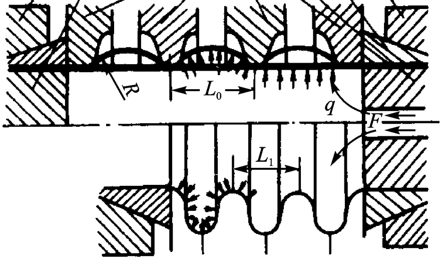
胀形时材料一般处于双拉应力状态，因此，成形可能出现的问题是毛料拉伸破裂，而不会压缩失稳。由于材料塑性的限制，胀形存在一个变形极限，胀形的极限变形程度主要取决于变形的均匀性和材料的塑性。模具工作表面粗糙度值小、圆滑以及良好的润滑，可使材料变形趋于均匀，因此可以提高胀形的变形程度。反之，毛坯上的擦伤、划痕、皱纹等缺陷，则易导致毛坯的拉裂。

如果在对毛坯径向施加压力胀形的同时，再施以轴向压力，可增大胀形变形程度。因此，为了得到较大的变形程度，在胀形时常常施加轴向推力使管坯压缩。此外，对毛坯进行局部加热（变形区加热）也可以增大变形程度。图 2-42 是波纹管的制造过程，将管坯安装在弹性夹头及夹紧型胎和夹紧芯棒之间，夹紧管坯使成形时液体不会由夹头处流出。成形时可分栅片式凹模按一定距离均匀排列，当管内通入液体并使管坯稍微鼓起后，沿轴向推压管端，直到栅片式凹模靠紧，这时管内多余液体通过溢流阀排出。成形完毕，卸去液压，松开弹性夹头，打开栅片式凹模，取出波纹管并进行清洗，完成胀形过程。



(a) 凸形件　　(b) 凹形件

图 2-41　圆柱形零件的胀形



1—固定端；2—弹性夹头；3—夹紧型胎；
4—栅片式凹模；5—夹紧芯棒；6—可移动端

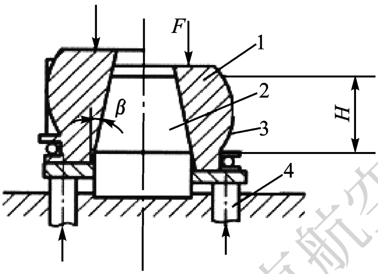
图 2-42　波纹管液压胀形

胀形常用的方法有两种:即刚性分块式凸模胀形和软模胀形。刚性分块式胀形原理如图 2-43 所示。凸模由扇形块拼成,套在锥形中轴 2 上,当凸模向下滑动时,各个模块向外胀开,扩张毛料而成形。这种方法生产率高,由于凸模分瓣的特点,零件的直径与长度之比不能太小。

刚性模胀形,凸模和毛料间有较大摩擦力,材料的切向应力和应变分布很不均匀,降低了胀形系数的极限值。为使应力分布均匀,实际生产中多采用 8～12 块模块,模块的边缘应做成圆角。这样成形后的零件上不会有明显的直线段和棱角,锥形中轴的锥角不能太大,一般选用 8°、10°、12°和 15°。

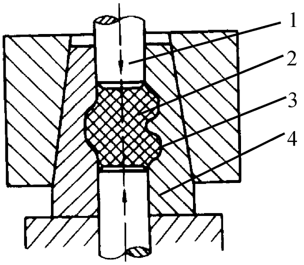
软模胀形是利用弹性或流体代替凸模或凹模压制金属板料、管料的一种工艺方法。对胀形而言,软模胀形制件上无痕迹,变形比较均匀,便于加工复杂的形状,所以应用较多。软模胀形有两种方式,一种是橡皮凸模胀形,一种是液压凸模胀形,凹模都做成与零件一致的形状。

图 2-44 为橡皮凸模的胀形方法。橡皮通常用天然橡胶或聚氨酯橡胶,后者耐油、耐磨和耐温性较好,因此使用更多。由于橡皮寿命较短,而且传递压力不如液压均匀,一般只用于制造小尺寸的零件。



1—分瓣凸模;2—锥形中轴;3—毛料;4—顶杆

图 2-43　刚性分块式胀形



1—凸模体;2—橡皮凸模;3—零件;4—分块式凹模

图 2-44　聚氨酯橡胶胀形

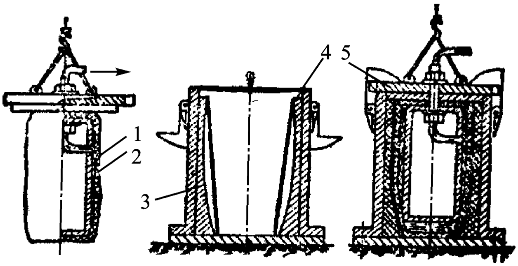
液压胀形有两种方法,一种是将液体通入橡皮囊内加压,如图 2-45 所示。每次成形时压入和排出的液体量较小,密封问题易解决。这种方法生产率高,但橡皮囊制造困难,使用寿命短。另一种是直接向工件内加压,成形时要求两端严格密封,如图 2-42 中的波纹管液压胀形。

液压胀形可得到较高压力,且作用均匀,容易控制,可以成形形状复杂,表面质量和精度要求高的零件。缺点是设备复杂,成本高。

起伏成形是在模具作用下,板料表面积增大,形成局部的凹进或凸起的加工方法。起伏成形主要用于加强筋和凸形压制等,如图 2-46 所示的零件即为局部凸起的胀形。

图 2-47 所示的零件中间形状凸肚较深,可用同时含有拉深和胀形的拉胀复合成形法成

北京航空航天大学出版社

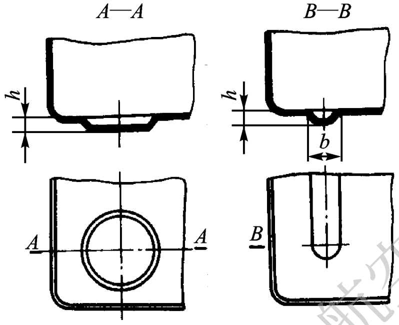


1—凸模壳体；2—橡皮囊；3—凹模；4—毛料；5—盖板

(a) 凸　模　　(b) 凹　模　　(c) 工作位置

图 2－45　橡皮囊液压胀形

形较深的腔体，即先拉胀成形，加工里面的凸肚部位，以期从周围获得少量材料，然后再进行外缘翻边。



(a) 局部凸起　　(b) 加强筋

图 2－46　局部凸起胀形

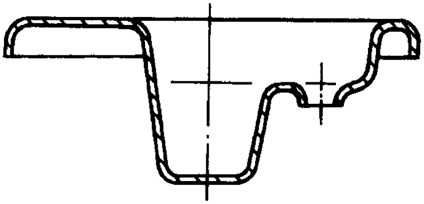


图 2－47　拉胀复合成形零件

北京航空航天大学出版社

板坯局部胀形与拉深或拉胀成形等工艺的区别主要取决于成形部分尺寸与坯料尺寸之比$\dfrac{d}{D_0}$的不同，如图 2－48 所示。图中曲线以上为破裂区，以下为安全区。胀形与拉深的分界点一般在$\dfrac{d}{D_0}=0.35\sim0.38$之间。

7. 成形极限图

大型复杂薄板冲压件成形时，凹模内毛坯产生破裂的情况较多，这主要是在拉伸失稳的情况下形成的。拉伸失稳是指在拉应力作用下，材料在板平面方向内失去了塑性变形稳定性而产生缩颈，并随之发生破裂。在进行冲压零件的制造中，只要保证材料变形在成形极限内，就能防止破裂的发生。

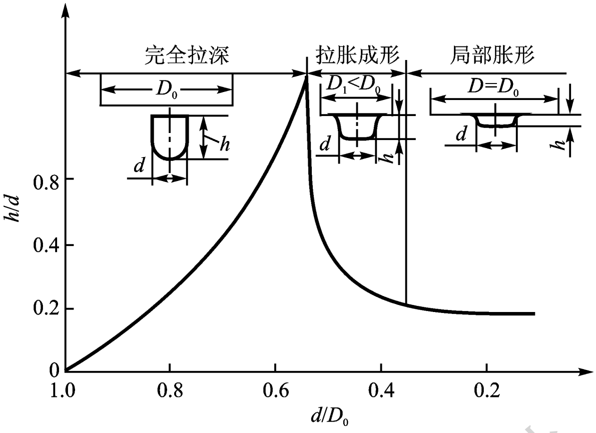


图 2-48　局部胀形与拉深的分界

图 2-49 是板材的成形极限图，它是对板材成形性能的一种定量描述，同时也是对冲压工艺成败性的一种判断曲线。它比用总体成形极限参数，如胀形系数、翻边系数等来判断是否能成形更为方便、准确。

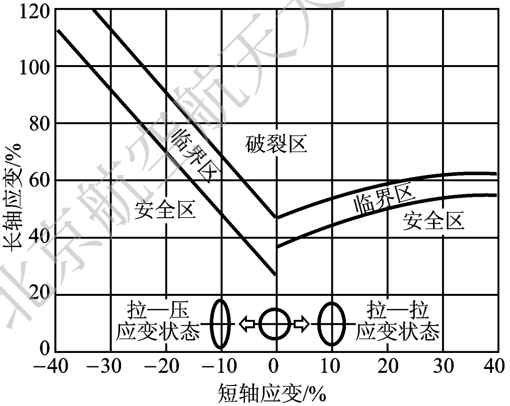


图 2-49　成形极限图

成形极限图是板材在不同应变路径下的局部失稳极限应变 δ_1 和 δ_2（相对应变）或 ε_1 和 ε_2（真实应变）构成的条带形区域或曲线（图 2-49）。它全面反映了板材在单向和双向拉应力作用下的局部成形极限。在板材成形中，板平面内的两主应变的任意组合，只要落在成形极限图中的成形极限曲线上，板材变形时就会产生破裂；反之则是安全。图中的条带形区域称为临界区，变形如位于临界区，表明此处板材有濒临破裂的危险。因此，成形极限图是判断和评定板材成形性能的最为简便和直观的方法，是解决板材冲压成形问题的一个非常有效的工具。

北京航空航天大学出版社

2.3.2 蒙皮零件的成形

1. 蒙皮零件特点

蒙皮是飞机的重要组成部分，属于飞机外形零件，直接形成了飞机的气动外形。飞机结构上使用最广泛的是铝合金蒙皮，对于高超声速飞行器可采用钢或钛合金蒙皮。

蒙皮零件占有色金属钣金件的5%左右。由于表面直接与气流接触，要求表面光滑、无划伤。大多数蒙皮结构尺寸大，相对厚度小，刚性差，外形要求准确。随着飞行速度与载重量的增长，蒙皮的尺寸与厚度也不断加大。

按照外形特点，蒙皮可分为单曲度蒙皮、双曲度蒙皮和复杂形状蒙皮3种类型。

- 单曲度蒙皮：这类零件只在一个方向有曲度，形状较简单，在飞机的机翼、机身等剖面段上应用较多。变形属于单纯的弯曲，一般采用压弯和滚弯方法成形。
- 双曲度蒙皮：这类零件在两个方向上都有曲度。机身的大部分零件、进气道等都属于双曲度蒙皮。双曲度蒙皮主要成形方法是拉形。
- 复杂形状蒙皮：形状不规则，如翼尖、整流包皮、机头罩、油箱等。这类零件多采用落压方法成形。

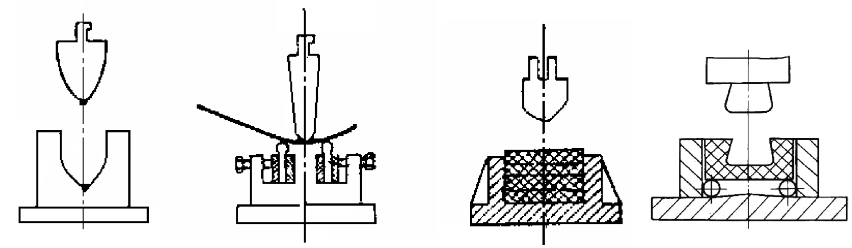
2. 工艺方法

(1) 蒙皮压弯成形

压弯成形是在闸压机床上对板材进行弯曲的一种方法。机床附有通用或专用的模具，利用凸凹模将板材逐段弯曲，适合成形单曲度蒙皮和尾翼前缘蒙皮。

压弯成形由上、下模组成，上模下行与下模相互作用即可成形。图2-50所示为蒙皮压弯的几种方法。图2-50(a)为专用的凸、凹模；图2-50(b)为通用凹模，零件的曲率由上模的行程控制；图2-50(c)利用橡皮容框作为通用凹模，加工简单，安装方便，易修回弹；图2-50(d)利用聚氨脂橡皮作为凹模，可通过调整下面的滚棒直径调节成形曲度。

北京航空航天大学出版社



(a) 专用凸、凹模　(b) 通用凹模1　(c) 通用凹模2　(d) 通用凹模3

图 2-50　蒙皮的压弯成形

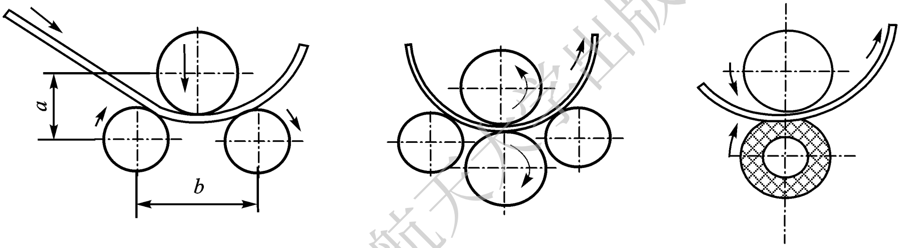
在蒙皮压弯中，主要问题是弯曲回弹。回弹量可根据相关书中公式估算，但还要进行试压。

(2) 蒙皮滚弯成形

滚弯成形是板料从 2～4 根同步旋转的辊轴间通过，并连续产生塑性弯曲的成形方法。通过改变辊轴间的相互位置，便可获得零件所需的曲率。可用于成形飞机上直母线的机身、机翼、尾翼蒙皮和副油箱外蒙皮等单曲度零件。

蒙皮滚弯方式根据辊轴的数量和布局可分为三轴滚弯、四轴滚弯和二轴滚弯 3 种形式。

图 2－51(a)为 3 个辊轴对称布置的三轴滚弯。这种滚弯通过改变辊轴之间的距离 a 和 b 来改变零件的曲率。其缺点是滚出的零件前、后段仍保留一段直线段。这种滚弯通用性强，工厂中蒙皮滚弯专用设备多采用此种。2－51(b)为四轴滚弯，其特点是夹持可靠，送进力强，可消除端头的直线段。图 2－51(c)为二轴滚弯，两个辊轴中一个是钢轴，一个是硬橡皮式的软轴，利用软辊表面的挤压作用可成形零件，目前应用较少。



(a) 三轴滚弯　(b) 四轴滚弯　(c) 二轴滚弯

图 2－51　滚弯成形

等曲率圆筒形零件滚弯时，3 个辊轴的位置为平行状态。根据零件的曲率并考虑回弹算出上、下辊轴的距离 a(图 2－51(a))。飞机的后机身零件属于锥形零件，这类零件滚弯时需将滚弯机的上滚轴倾斜一定角度。

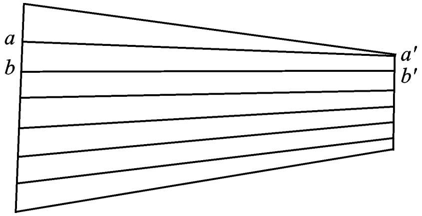
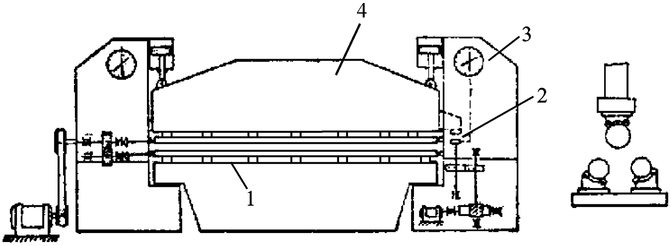


图 2－52　变曲率蒙皮

飞机上的机翼、尾翼的上、下蒙皮绝大多数为变曲率形状。滚弯时不仅需将上辊轴倾斜成一定角度，而且在滚弯过程中上滚轴需根据曲率的大小做上下移动，才能保证直母线 aa' 和 bb' 的变曲率滚弯，如图 2－52 所示。

滚弯蒙皮设备主要是蒙皮滚弯机，如图 2－53 所示。由于机翼蒙皮尺寸大，母线直线度要求高，上、下辊轴 1 必须支持在刚度很大的上梁和台面上。上梁由两个液压作动筒控制升降，在滚弯过程中上梁的升降通过靠模机构连续控制，可滚出变曲率的蒙皮。

北京航空航天大学出版社



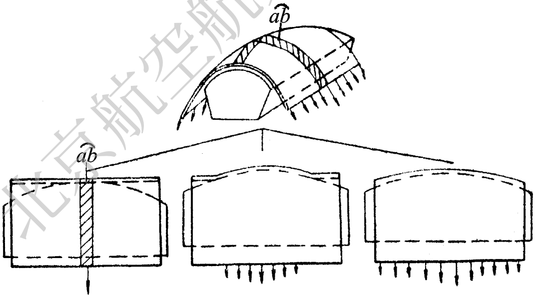
1—上、下辊轴;2—档板块;3—立柱;4—上梁

图 2-53　蒙皮滚弯机

(3) 拉　形

拉形是板料两端在拉形机夹钳夹紧的情况下,随着拉形模的上升,板材与拉形模接触产生不均匀的双向拉伸变形,使板料与拉形模逐渐贴合的成形方法。常用于双曲度蒙皮的成形。

拉形一般分 3 个阶段,如图 2-54 所示。首先两端夹紧,板料产生弯曲变形,随着拉形模上升,板料逐渐与模具贴合,如图 2-54(a)所示;拉形模继续上升,板料开始产生不均匀拉伸,如图 2-54(b)所示;板料边缘与模具贴合,此时,整个毛料完全与拉形模形状相同,如图 2-54(c)所示。为减少回弹,提高零件成形准确度,再继续增加拉力,使毛料少量拉伸,最边缘的材料所受拉应力应超过屈服点。



(a) 阶段1　　(b) 阶段2　　(c) 阶段3

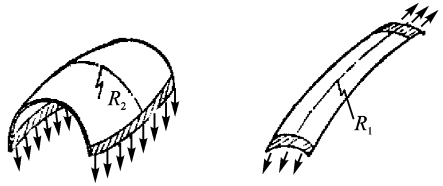
图 2-54　拉形过程

蒙皮的拉形方式有两种:横拉和纵拉。横拉是板料沿横向两端头夹紧,在拉形模上升顶力和拉伸夹钳横向拉力的双重作用下,使板料与拉形模贴合,一般用于横向曲度大的蒙皮零件成形,如图 2-55(a)。纵拉一般用于纵向曲度大的狭长形蒙皮零件成形,如图 2-55(b)。

拉形的工艺参数包括拉形系数、极限拉形系数、毛料尺寸和拉形力与拉形速度。

➤ 拉形系数:用$\frac{l_{max}}{l_0}$表示,是指板料拉形后,变形最大的剖面处长度 l_{max} 与其原长度 l_0 之

北京航空航天大学出版社



(a) 横　拉　　　(b) 纵　拉

图 2－55　横拉和纵拉

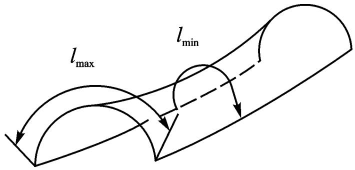


图 2－56　拉形后长度

比，如图 2－56 所示。图中零件的最小拉伸长度为 l_{min}，此处材料拉形时必须超过屈服点，拉伸应变约为 1%，即 $l_{min}=1.01l_0$。

- 极限拉形系数：指在拉形时，当板料濒于出现不允许的缺陷时（如破裂、滑移、起皱、粗晶、橘皮等）的拉形系数。材料的极限拉形系数与材料种类、厚度、蒙皮形状及摩擦等多种因素有关，通常由实验决定。一般铝合金的极限拉形系数为 1.04～1.08。拉形时如果工件的拉形系数大于极限拉形系数，则不能一次成形。
- 毛料尺寸：确定毛料尺寸除成形需要外，还要从工艺性方面考虑，四周应留有足够余量，一般每边余量为 15～20 mm。
- 拉形力与拉形速度：拉形力及拉形速度均匀，不间断，有利于提高质量。

由于双曲度蒙皮成形时所处应力应变状态复杂，各部位变形不均匀，易产生拉裂和起皱现象。防止拉裂的主要方法是控制一次拉形变形量。纵向拉形时，为了防止起皱可使夹头钳口曲线尽量符合模具两端对应曲面的剖面形状，在操作中正确配合夹头拉伸和台面上顶的动作。对马鞍形蒙皮拉形，可增加毛料宽度，用两边余量包容模具圆角，阻止材料下滑和在凹处产生皱折，如图 2－57 所示。此外，为了使低凹部分空气易排出，在模具适当部位应开通气孔或排气槽。为在拉形中使毛料充分变形制成符合要求的蒙皮零件，同时又不拉裂、起皱，需正确掌握拉形工艺中的各种工艺参数。

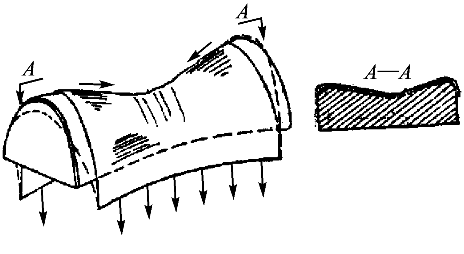


图 2－57　马鞍形蒙皮拉形

北京航空航天大学出版社